

**DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN MICRORREACTOR PARA LA  
PROPULSIÓN AREA**

**JOHANA LOREIN BELTRÁN BELTRÁN  
LUIS MIGUEL VIDALES ENCISO**

**FUNDACION UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERIAS  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTA D.C.  
2015**

**DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN MICRORREACTOR PARA LA  
PROPULSIÓN DE AEREA**

**JOHANA LOREIN BELTRÁN BELTRÁN  
LUIS MIGUEL VIDALES ENCISO**

**Proyecto de grado para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico**

**Asesor  
Aurelio Méndez  
Ingeniero mecánico**

**FUNDACION UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERIAS  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTA D.C.  
2015**

Nota de aceptación

---

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

Bogotá DC fecha (día,mes,año)

## **DEDICATORIA**

En primer lugar doy gracias a Dios por permitirme culminar una nueva etapa de mi vida, por darme fortaleza, paciencia y por regalarme unos padres esplendidos como los son mi madre Fanny Beltrán Gonzalez y mi padre Giovanny Beltrán Beltrán, que por ellos estoy terminando mi carrera, por ellos he podido cumplir todos mis sueños gracias a todos sus esfuerzos y sacrificios los amo papitos, en segundo lugar le dedico esta tesis a mi novio Miguel Vidales Enciso que a pesar de todos los inconvenientes que tuvimos con este proyecto logramos sacarla adelante, porque siempre estuvimos apoyándonos, porque me brindaste cariño y amor y me tuviste demasiada paciencia gracias mi vida, también le dedico mi proyecto a mi hijo que viene en camino porque eres la luz de mis ojos y quiero que sepas que todo de aquí en adelante lo hare por ti para que seas el mejor y no te falte nada te amo hijo, y en tercer lugar le dedico mi tesis a toda mi familia por estar pendiente de ella en especial a mi prima karenn Beltrán Gonzalez por estar ahí siempre apoyándome, porque sufrimos, lloramos por acabar nuestros proyectos y por fin hemos logrado culminar una etapa muy importante para nuestras vidas.

**GRACIAS**

Johana Beltrán Beltrán

## **AGRADECIMIENTOS**

Agradecemos primero que todo a Dios por permitirnos culminar esta etapa de nuestras vidas y llenarnos de sabiduría y paciencia.

Gracias a nuestros padres que son el motor para poder salir adelante, quienes nos enseñan desde pequeños a ser lo que somos y quienes nos animan a diario para tener un futuro mejor y ser ante todo humanos.

Nuestros más sinceros agradecimientos a nuestro tutor, asesor y profesor el ingeniero Aurelio Méndez quien fue el mejor apoyo académico, quien nos brindó de su conocimiento, de su sabiduría y de su humildad para realizar y terminar este gran proyecto con éxito

.

## CONTENIDO

LISTA DE TABLAS .....	8
LISTA DE FIGURAS .....	9
NOMENCLATURA .....	12
INTRODUCCION .....	14
ABSTRACT .....	15
1. PROBLEMÁTICA .....	16
1.1 Antecedentes .....	16
1.2 Descripción y formulación del problema .....	16
2. JUSTIFICACIÓN .....	17
3. OBJETIVOS .....	18
3.1 Objetivo general.....	18
3.2 Objetivos específicos .....	18
4. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO.....	19
4.1 Alcances .....	19
4.2 Limitaciones .....	19
5. MARCO DE REFERENCIA .....	20
5.1 Marco teórico.....	20
5.2 Marco conceptual .....	22
5.2.1 Clases de los motores a reacción.....	22
5.2.2 Partes del motor .....	26
6. DESARROLLO CENTRAL.....	34
6.1 Metodología.....	34
6.1.1 Cálculos termogasodinámicos .....	34
6.1.2 Planos .....	60
6.1.3 Ensamble de los componentes .....	65
6.1.4 Simulación .....	67
7. RESULTADOS Y ANALISIS.....	68

8. CONCLUSIONES.....	77
BIBLIOGRAFIA.....	78
ANEXO 1 Tabla internacional atmosferica.....	79
ANEXO 2 Plano del rotor del compresor centrifugo .....	80
ANEXO 3 Plano del estator del compresor centrífugo.....	81
ANEXO 4 Plano del eje estático .....	82
ANEXO 5 Plano del eje .....	83
ANEXO 6 Plano de la cámara de combustión externa .....	84
ANEXO 7 Plano de la camara de combustión interna .....	85
ANEXO 8 Plano del rotor de la turbina .....	86
ANEXO 9 Plano del estator de la turbina .....	87
ANEXO 10 Plano de la tobera .....	88

## LISTA DE TABLAS

Pág.

Tabla 1 Propiedades del compresor.....	68
Tabla 2 Detalles de carga del compresor.....	69
Tabla 3 Información de la malla del compresor.....	69
Tabla 4 Propiedades del eje.....	71
Tabla 5 Detalles de carga del eje.....	72
Tabla 6 Información de la malla del eje.....	72
Tabla 7 Propiedades de la turbina.....	74
Tabla 8 Detalles de carga de la turbina.....	75
Tabla 9 Información de la malla de la turbina.....	75



## LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Cohete de propulsante líquido.....	21
Figura 2. Estatorreactor.....	22
Figura 3. Pulsorreactor.....	23
Figura 4. Turborreactor de compresor centrífugo de una etapa y doble entrada.....	24
Figura 5. Turbo fan de triple eje con alto índice de derivación.....	24
Figura 6. Turbohélice de doble compresor axial.....	25
Figura 7. Compresor axial.....	26
Figura 8. Compresor centrífugo.....	26
Figura 9. Componentes del compresor centrífugo.....	27
Figura 10. Cámara de combustión.....	28
Figura 11. Cámara tubular.....	28
Figura 12. Cámara anular.....	29
Figura 13. Cámara tubo anular.....	29
Figura 14. Turbina de impulso y turbina de reacción respectivamente.....	30
Figura 15. Tobera de salida del Rolls-Royce Nene.....	31
Figura 16. Conjunto de la tobera de salida y órganos complementarios en el De Havilland Goblin 11.....	32
Figura 17. Ciclo de Brayton del microrreactor....	33
Figura 18. Mapa del compresor ya diseñado .....	34
Figura 19. Compresor (rotor).....	35
Figura 20. Triángulo de velocidades (compresor).....	40
Figura 21. Difusor.....	40
Figura 22. Grafica de la temperatura de combustión de aire-combustible.....	49

Figura 23. Cámara de combustión interna.....	51
Figura 24. Cámara de combustión externa.....	53
Figura 25. Turbina (rotor).....	54
Figura 26. Triángulo de velocidades (turbina).....	57
Figura 27. Tobera.....	58
Figura 28. Diagrama P-V final.....	58
Figura 29. Grafica de temperaturas.....	59
Figura 30. Grafica de temperaturas.....	59
Figura 31. Compresor (rotor).....	60
Figura 32. Compresor (stator).....	60
Figura 33. Eje.....	61
Figura 34. Eje estático.....	61
Figura 35. Cámara de combustión interna.....	62
Figura 36. Cámara de combustión externa.....	62
Figura 37. Turbina (rotor).....	63
Figura 38. Turbina (stator).....	63
Figura 39. Cono de salida.....	64
Figura 40. Rotores.....	65
Figura 41. Estatores.....	65
Figura 42. Cámara de combustión.....	66
Figura 43. Carcaza.....	66
Figura 44. Ensamble completo.....	67
Figura 45. Compresor.....	68
Figura 46. Compresor.....	69

Figura 47. Compresor (simulación).....	70
Figura 48. Compresor (simulación).....	70
Figura 49. Eje.....	71
Figura 50. Eje.....	72
Figura 51. Eje (simulación).....	73
Figura 52. Eje (simulación).....	73
Figura 53. Turbina (rotor).....	74
Figura 54. Turbina (rotor).....	75
Figura 55. Turbina (simulación).....	76
Figura 56. Turbina (simulación).....	76

## NOMENCLATURA

Calor específico del aire	$C_{pa}$
Calor específico del gas	$C_{pg}$
Calor específico del combustible	$C_{pf}$
Constante adiabática del aire	$\gamma$
Constante adiabática del gas	$\gamma_g$
Constante universal de los gases	$R$
Flujo másico del aire	$\dot{m}$
Velocidad de entrada	$v_1$
Díametro ext	$D_e$
Diámetro int	$D_i$
Área de referencia a la entrada del compresor	$A_1 = A_{ref}$
Densidad a temperatura ambiente	$\rho_2$
Número mach 1	$M_1$
Presión total 1	$P_{T1}$
Presión 1	$P_1$
Presión total 2	$P_{T2}$
Temperatura total 1	$T_{T1}$
Temperatura 1	$T_1$
Temperatura total 2	$T_{T2}$
Coeficiente de deslizamiento	$\sigma$
Número de alabes del compresor	$n$
Velocidad periférica	$U$

Angulo del alabe del compresor	$\alpha$
Velocidad a la salida del compresor	$v_2$
Área a la salida del compresor	$A_2$
Temperatura a la salida del compresor	$T_2$
Velocidad del sonido 2	$C_2$
Numero mach 2	$M_2$
Presión a la salida del compresor	$P_2$
Temperatura a la salida de la cámara de combustión	$T_3$
Poder calorífico del jet A1	$HV$
Presión a la salida de la cámara de combustión	$P_3$
Potencia del motor	$\dot{W}$
Temperatura a la salida turbina	$T_4$
Presión a la salida de la turbina	$P_4$
Temperatura a la salida de la tobera	$T_5$
Coeficiente de salto de temperatura	$\psi$
Coeficiente de flujo	$\phi$
Grado de reacción de la turbina	$\Lambda$
Angulo de la corriente de gas	$\alpha_2, \alpha_3, \beta_2, \beta_3$

## **INTRODUCCION**

El presente trabajo contiene información teórica, enfocada en el diseño de un microrreactor para la propulsión aérea, que se define como una máquina que produce potencia mecánica, generada por un fluido a gran velocidad.

La característica principal es contribuir al mejoramiento de la industria aeronáutica, realizando investigaciones y análisis en los diferentes textos y métodos de investigación de pioneros en el campo de motores a reacción.

Para el análisis de este proyecto es necesario mencionar las causas, una de ellas es que en Colombia no se ha establecido un diseño de un prototipo que cumpla todo el funcionamiento y la legalidad necesaria.

Por otra parte la investigación de este proyecto tiene como interés ayudar a los futuros ingenieros a tener un conocimiento más amplio y a poder realizar un estudio de construcción que genere bajos costos, la finalidad de este proyecto es para uso experimental y para que en un futuro se genere la comercialización de un microrreactor para la propulsión aérea.

## **ABSTRACT**

This project contains theoretical information, focused on designing of a microreactor for air propulsion, which is defined as a machine that produces mechanical power generated by a fluid at high speed.

The main feature is to contribute to improving the aviation industry, research and analysis in different texts and research methods pioneers in the field of jet engines.

For the analysis of this project it is necessary to mention the causes, one of which is that Colombia has not established a design of a prototype that meets all the necessary operation and legality.

Moreover, the research of this project is interest to help future engineers to have a wider knowledge and to conduct a study of building that generates low costs , the purpose of this project is for experimental use and so that in future generate marketing a microreactor for air propulsion

## **1. PROBLEMÁTICA**

### **1.1 Antecedentes**

Con el paso del tiempo se han llevado a cabo construcciones de diferentes prototipos para la industria aérea con tecnologías tradicionales y mejoras en la calidad de eficiencia de un motor a reacción con el fin de aumentar el ahorro del combustible y tener un mejor rendimiento de este. Es por esto que se han implementado motores de reacción para la fabricación de aviones más grandes y más rápidos.

Los motores a reacción son importantes ya que son capaces de producir y generar movimiento o una fuerza, como también el motor se puede convertir en semi autosustentable ya que es capaz de generar su propia energía.

Los motores que actualmente se encuentran en el mercado son los que se adquieren en estados unidos y europa pero su costo es tan elevado que los colombianos no podrían tener una adquisición como esa ya que la cantidad monetaria que los países piden es bastante alta y se vuelve inasequible para los países como Colombia.

### **1.2 Descripción y formulación del problema**

Actualmente el uso de un motor a reacción es fundamental para el uso de aeronaves o cualquier máquina que pueda desplazarse en la atmosfera por medio de reacciones producidas por la compresión del aire, dicho esto su diseño implica tiempo e investigación.

En Colombia no se ha establecido el diseño de un microrreactor para la propulsión de aeromodelos que tengan las características de estabilidad de funcionamiento y empuje y por ende no hay fabricación del mismo.

Es por esto que se busca el diseño de un prototipo a escala el cual tendrá las características propuestas anteriormente logrando que su funcionalidad sea eficiente, genere bajos costos y adicionalmente sea usado como ayuda didáctica a futuros ingenieros para ampliar el conocimiento para el área de motores.



## **2. JUSTIFICACIÓN**

Los aeromodelos requieren de sistemas propulsivos para efectuar su movimiento, en Colombia hay fabricación de aeromodelos pero no de sistemas propulsivos, de tal manera que para llevar a cabo su completa funcionabilidad se usan microrreactores importados en elevados costos, por lo tanto se plantea el diseño preliminar de un microrreactor con el fin de que en Colombia se pueda fabricar los sistemas propulsivos y así garantizar reducción de costos al momento de adquirir estos microrreactores.

### **3. OBJETIVOS**

#### **3.1 Objetivo general**

- Diseñar conceptual y preliminarmente un microrreactor para la propulsión aérea

#### **3.2 Objetivos específicos**

- Analizar los triángulos de velocidades de un único compresor centrífugo, como única etapa de compresión.
- Diseñar la cámara de combustión anular con sus respectivos cálculos característicos, como lo son; relación de combustible aire y temperatura de flama.
- Diseñar la tobera propulsiva calculando sus dimensiones y análisis del comportamiento termogasodinámico.
- Simular el microrreactor en un software adecuado (solidworks)

## **4. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO**

### **4.1 Alcances**

El diseño del microrreactor será realizado para propulsar aeromodelos, y contribuir a la industria aeronáutica en Colombia. Este proyecto se compromete a desarrollar los cálculos termogasodinámicos con los estudios realizados a lo largo de la investigación incluyendo el diseño del microreactor con sus respectivos componentes y la simulación de esfuerzos mecánicos durante su funcionamiento usando un software denominado solid edge.

### **4.2 Limitaciones**

Este proyecto no se compromete a realizar manuales de mantenimiento, ni tampoco la construcción del microrreactor ya que la fabricación es un poco compleja y no existe la ayuda monetaria suficiente para ese fin, tampoco se compromete a estudiar otra variable que no haya sido establecida en el proyecto.

## 5. MARCO DE REFERENCIA

### 5.1 Marco teórico

Los motores han significado un gran avance para el ser humano porque dan apertura a innovaciones tecnológicas y a la importancia de la investigación científica, siendo estos un gran medio de utilización y probabilidad para contribuir a una mejoría, para que estos sean más eficientes y ayuden a la mejora del medio ambiente.

El principio básico de un motor a reacción se dio por la máquina de vapor inventada por Herón de Alejandría (\*) llamada la Eolípila que se basó en la tercera ley de Newton; acción y reacción, que funcionaba mediante una cámara interior llena de agua que al calentarse empezaba a generar vapor lo cual fluía mediante unos tubos hacia una esfera hueca con dos salidas o toberas de escape que al expulsar el vapor generaba movimiento sobre la esfera.

La primera noción del motor a reacción la dio Pedro Paulet(\*\*) que estudiando el movimiento del calamar crea la masa química para el desplazamiento propulsión a chorro (jet propulsión), masa que aún se usan en los cohetes actuales.

Luego aparece Frank Whittle(\*\*\*) quien desarrolla el segundo motor a reacción con compresor axial que funciona, luego de esta gran idea se crea una compañía que para el año de 1937 los motores a reacción obtienen éxito en el mundo y se empiezan a realizar varias fabricaciones, dicha compañía es la Power Jet.

Se dice que en 1936 tiempo antes del proyecto de whittle algunos estudiantes estuvieron interesados en la propulsión para aeronaves con turbinas de gas; en donde aparece Hans von Ohain<sup>1</sup> que construye un motor usando de combustible el hidrogeno, siendo así que el primer motor ensayado por Ohain fue en 1938, pero necesito de realizar varias modificaciones a su prototipo.

El primer vuelo realizado con un motor a reacción fue el 24 de agosto de 1939 por Ernest Heiniken que alcanzó los 700 km/h y desarrollo un empuje de 500kg

---

(\*) ingeniero matemático helenístico, considerado el inventor más grande de la antigüedad.

(\*\*) ingeniero peruano, padre de la astronáutica moderna quien creo el primer motor a reacción.

(\*\*\*) ingeniero aeronáutico y militar quien creo el segundo motor a reacción más antiguo.

llamado He 5-3b, luego de esto empezaron a realizarse programas de estudio, programas de investigación con respecto a los turborreactores en la aviación.

## 5.2 Marco conceptual

### 5.2.1 Clases de los motores a reacción

Los motores a reacción son importantes para producir una potencia mecánica por lo tanto estos se dividen en 2 tipos de sistemas:

#### 5.2.1.1 Sistemas autónomos

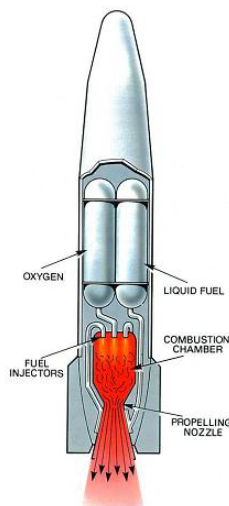
Los sistemas autónomos se pueden definir como sistemas que son independientes de medios externos, lo que quiere decir que para su funcionamiento únicamente requieren de dos químicos propulsantes que pueden ser líquidos o sólidos; un oxidante y un combustible, de manera que al formar una mezcla se produce la combustión y se incrementa la presión interna generando el empuje.

- Propulsantes líquidos

Estos se encuentran comprimidos de tal manera que se tiene el oxidante y el combustible en alta presión para que al ser inyectados dentro de la cámara de combustión se mezclen en estado gaseoso y al agregarle una chispa se inicie la combustión lo cual incrementara la presión y la temperatura haciendo que los gases sean expulsados con gran velocidad por la tobera.

Las ventajas de los propulsantes líquidos es que por medio del control de gasto podemos controlar el empuje y el mismo combustible sirve de refrigerante en la tobera.

Figura 1. Cohete de propulsante líquido.



Fuente: Aerospace group. The jet engine.  
England: Rolls Royce plc, 1986.p. 4.

- Propulsores sólidos

A estos propulsores se les agrega una chispa haciendo que los químicos sólidos generen gases de tal manera que se incrementara la presión y la temperatura, produciendo una expansión de gases y estos saldrán por la tobera convergente-divergente aumentando su velocidad.

Las ventajas de los propulsores sólidos son su facilidad de diseño y almacenaje ya que no son corrosivos pero se tiene dificultad con su control de empuje, puesto que una vez se genera la chispa este propulsor se quemara en su totalidad de manera descontrolada, además de esto se genera sobre calentamiento en la tobera, ya que no hay manera de inyectar fluidos refrigerantes, lo cual es inevitable que se desintegre la tobera.

#### 5.2.1.2 Sistemas no autónomos

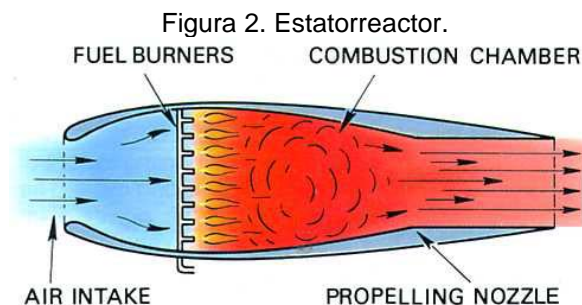
Los sistemas no autónomos son aquellos que para su propulsión requieren de medios externos como el aire, en estos encontramos; de compresión dinámica que dependen de la velocidad del aire y de compresión estática que contienen compresores.

- Compresión dinámica

Los de compresión dinámica son aquellos que no tienen compresor, únicamente tienen cámara de combustión y tobera y dependen de la velocidad del aire entre estos están:

##### ➤ Estatorreactor

Es un motor que carece de compresor y turbina, este tipo de motor es uno de los más sencillos ya que no tiene elementos móviles, sus partes fundamentales son el difusor, la cámara de combustión y la tobera. Para generar el empuje de este el difusor transforma la energía cinética en presión, luego de esto el combustible se inyecta en la cámara de combustión y con ayuda de una chispa se produce la combustión, se expanden los gases en una tobera y se produce el empuje en sentido contrario.

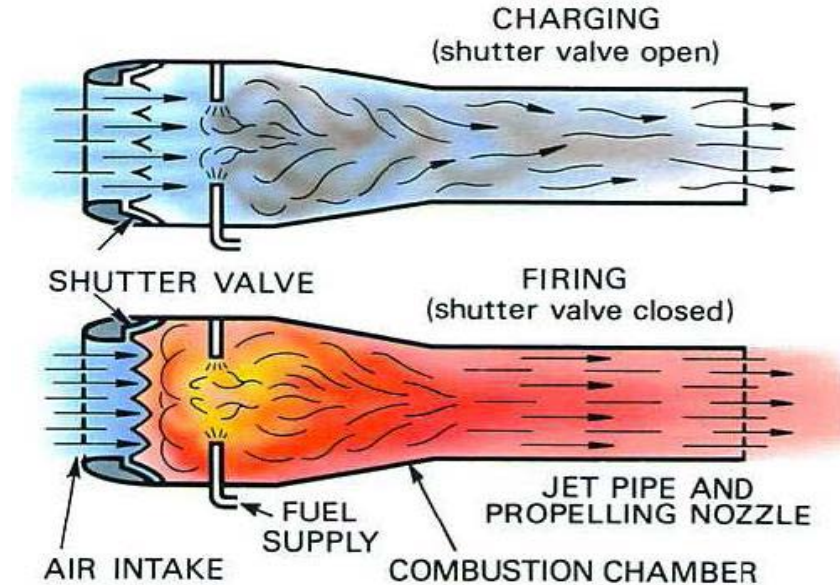


Fuente: Aerospace group. The jet engine. England: Rolls Royce plc, 1986.p. 3.

### ➤ Pulsorreactor

Este sistema es parecido al estatorreactor, la diferencia es que este puede funcionar en condiciones estáticas, sus principales partes son el difusor, las válvulas, la cámara de combustión y la tobera, su funcionamiento es que un flujo de aire pasa a través de las válvulas abiertas hacia la cámara de combustión y se crea la combustión luego de esto hay una expansión de gases que produce una presión y estos gases hacen que las válvulas se cierren, por lo tanto los gases son expulsados hacia atrás, creando un empuje.

Figura 3. Pulsorreactor.



Fuente: Aerospace group. The jet engine. England: Rolls Royce plc, 1986.p. 4.

- Compresión estática

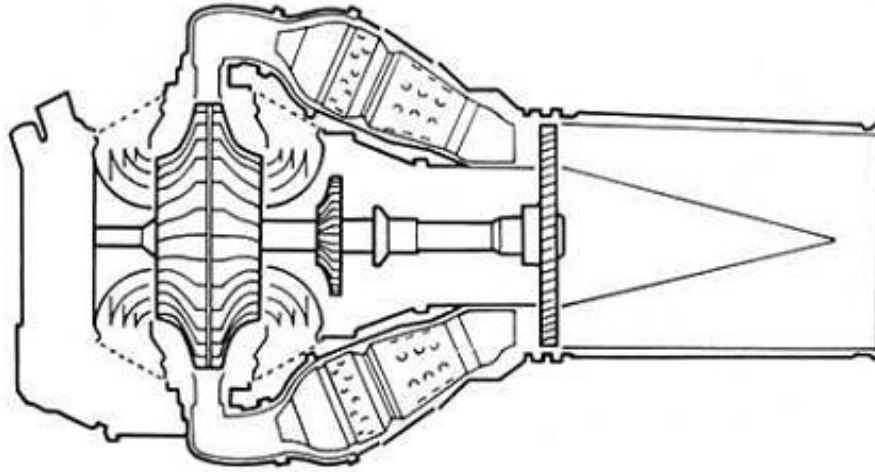
Los de compresión estática contienen compresores en donde, estos comprimen el aire antes de que entren a la cámara de combustión, se produce el empuje y el aire sale expulsado a la cámara de combustión con gran velocidad y mueve los alabes de la turbina, entres estos están:

### ➤ Turbo jet

Este motor funciona cuando se genera la admisión en la toma de aire, en donde este es sometido a una compresión por los compresores de alta y de baja, luego de esto se genera la combustión en la cámara de combustión y se expande en la turbina y en la tobera de escape, captando la energía necesaria para mover el compresor y generar un incremento de velocidad de la masa de aire que entro en el motor en la tobera de salida.



Figura 4. Turborreactor de compresor centrífugo de una etapa y doble entrada.

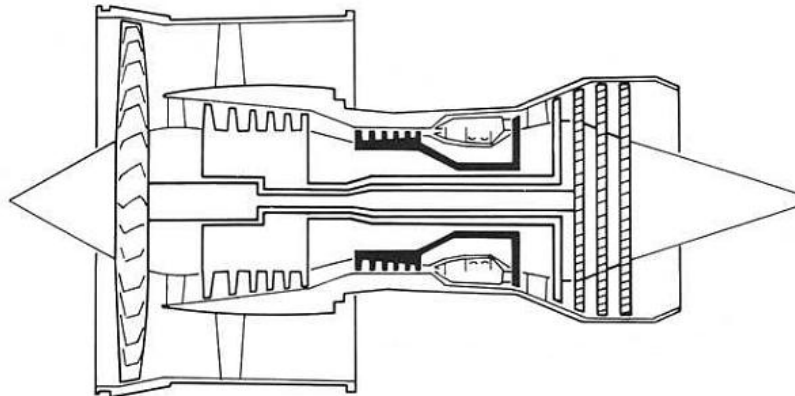


Fuente: Aerospace group. The jet engine.  
England: Rolls Royce plc, 1986.p. 5.

#### ➤ Turbo fan

Este motor funciona cuando una parte del aire que entra al motor pasa por el mismo procedimiento de un turbo jet creando así un flujo primario y la otra parte de aire no es sometida a una combustión sino que pasa por el fan, en donde este comprime el aire y se expande en las toberas incrementando el volumen, creando el flujo secundario, el empuje creado por este motor obtiene mayor gasto de aire, pero con salida de gases de escape menor, por lo tanto disminuye el consumo de combustible y el flujo de aire secundario refrigera al motor.

Figura 5. Turbo fan de triple eje con alto índice de derivación.

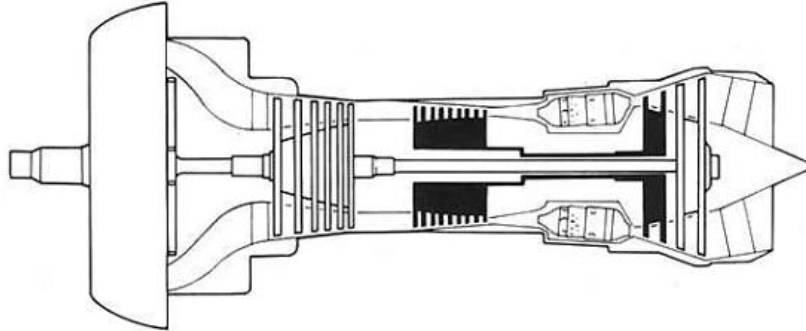


Fuente: Aerospace group. The jet engine. England: Rolls Royce plc, 1986.p. 6.

### ➤ Turbo hélice

Este motor es de igual funcionamiento de los demás la única diferencia es que está formado por un turborreactor y una hélice que se mueve por turbinas que generan su movimiento por energía cinética de los gases después de la combustión.

Figura 6. Turbohélice de doble compresor axial.



Fuente: Aerospace group. The jet engine. England: Rolls Royce plc, 1986.p. 5.

## 5.2.2 Partes del motor

### 5.2.2.1 Compresor

El compresor es el encargado de comprimir el fluido e incrementar la presión antes de que se genere la combustión; se tienen 2 tipos de compresor el axial y el centrífugo.

- El compresor axial

El proceso del compresor axial es acelerar la corriente con el rotor y desacelerar la corriente con el estator para que la energía cinética se convierta en presión y este proceso se repita para cada escalón. Estos compresores tienen varios discos que están formados por alabes que van unidos al motor, entre rotor y rotor hay espaciadores para introducir el estator correspondiente, cada disco de rotor y disco de estator forma un escalón (etapa).

Este compresor está formado por:

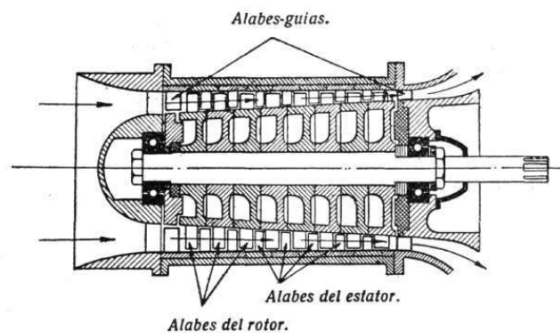
### ➤ Rotor

Está compuesto por alabes que están regularmente espaciados y van unidos al eje del motor, existe rotor de tambor en donde los discos están ensamblados unos con otros y esta el rotor de disco que no están ensamblados y se convierten en rotores más ligeros

## ➤ Estator

Existe estator de pieza única que es cuando los alabes van montados en el cárter en donde estos van encastrados en unas uñetas y aprisionados por unos anillos que son los espaciadores en donde se tienen que ir montando un rotor un estator y así sucesivamente, está el estator dividido en dos partes que los alabes están divididos en dos mitades y esta el estator de discos o anillos independientes que son los alabes que van formando anillos independientes (rotor y disco de estator).

Figura 7. Compresor axial.



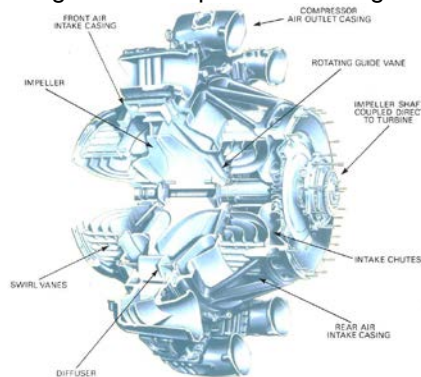
Fuente: Motores de reacción y turbinas de gas.  
Madrid: C.S Tarifa, 1951.p. 66.

- El compresor centrífugo

Contiene un disco llamado impulsor en donde la corriente que entra por este se introduce en el centro de las alabes de tal manera que sale con una gran velocidad, entra al difusor y la energía cinética se convierte en presión, dejando así a la corriente pasar a la cámara de combustión.

Las ventajas de un compresor centrífugo es que es más pequeño, tiene menor peso y es fácil de construir.

Figura 8. Compresor centrífugo.



Fuente: Aerospace group. The jet engine.England: Rolls Royce plc, 1986.p. 20.

Este compresor está constituido por:

- Rotor o impulsor

Es un disco metálico formado por alabes que suelen ser curvados para facilitar la entrada de la corriente si estos fueran rectos habría turbulencia.

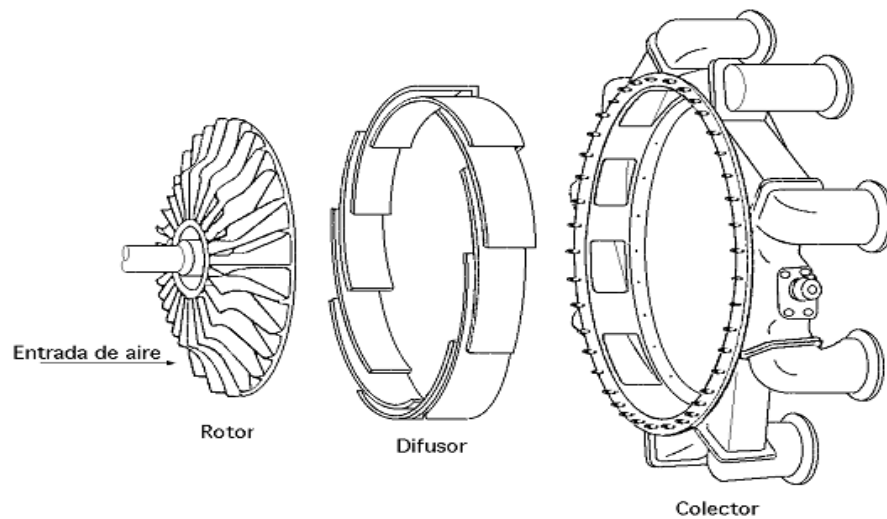
- El difusor

Canaliza el aire y transforma la energía cinética en presión, su función más importante es disminuir la velocidad y aumentar la presión, este consta de una serie de alabes o canales que van orientados en el sentido de la corriente.

- El colector

Tiene forma de espiral y contiene salidas individuales que ayudan a que la corriente de aire entre a la cámara de combustión de manera adecuada.

Figura 9. Componentes del compresor centrífugo.



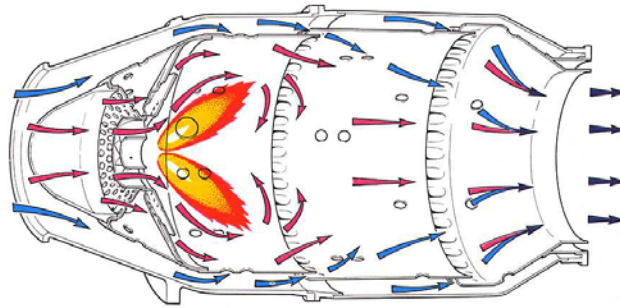
Fuente: VALBONA, Ernest. El motor de turbina. Cesda, 2011. P. 16.

#### 5.2.2.2 Cámara de combustión

El objetivo de la cámara de combustión es realizar la mezcla de aire y de combustible y extraer el máximo calor con presión constante todo esto para entregar la energía resultante a la turbina para un excelente funcionamiento de esta.

Partes de la cámara de combustión: el cárter, el difusor de entrada que disminuye la velocidad, el tubo de llama donde se realiza la combustión, alabes de turbulencia hacen que la corriente de aire entre para tener una buena mezcla de combustible, drenaje de combustible retira el combustible que no se ha quemado, bujías realizan la chispa para que se produzca la combustión, inyectores pulverizan el combustible para una rápida combustión

Figura 10. Cámara de combustión



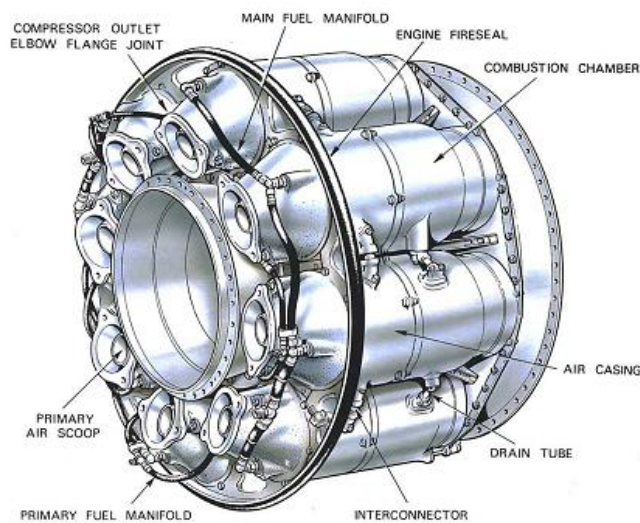
Fuente: Aerospace group. The jet engine. England: Rolls Royce plc, 1986.p. 37.

El aire entra a la cámara de combustión con una velocidad muy alta por lo tanto es necesario comprimirla, es decir desacelerar y elevar la presión estática, para crear una velocidad axial dentro de la cámara que mantenga la llama para operaciones del motor.

Existen 3 tipos de cámara de combustión

- Tubular

Figura 11. Cámara tubular

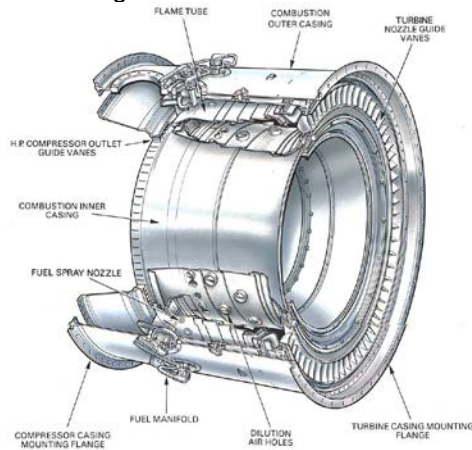


Fuente: Aerospace group. The jet engine. England: Rolls Royce plc, 1986.p. 40.

Tiene varias cámaras expuestas alrededor del motor, cada cámara tiene su propio tubo, cárter e inyector y las cámaras estas interconectadas para realizar la mezcla y generar la combustión

- Anular

Figura 12. Cámara anular

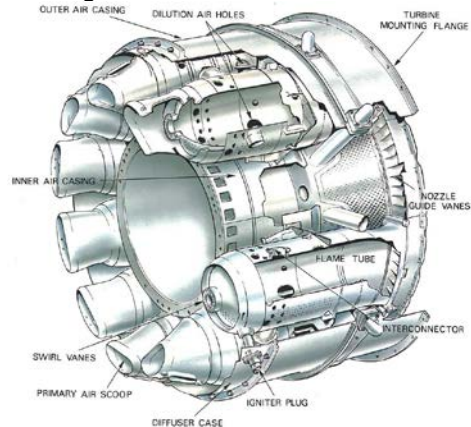


Fuente: Aerospace group. The jet engine.  
England: Rolls Royce plc, 1986.p. 42.

Solo tiene un tubo y un cárter exterior e interior y los inyectores están distribuidos en toda la cámara que aprovecha todo el espacio que tiene y realiza la combustión.

- Tubo anular

Figura 13. Cámara tubo anular



Fuente: Aerospace group. The jet engine.  
England: Rolls Royce plc, 1986.p. 41.

Es la unión de las 2 anteriores puesto que los tubos son los inyectores de combustible que envían el aire a las cámaras y aquí se realiza toda la mezcla.

### 5.2.2.3 Turbina

La función de la turbina es convertir la energía estática de los gases generados en la cámara de combustión, en energía mecánica, la turbina está conformada por estator y rotor, donde el estator es el encargado de tomar la presión de los gases y convertirlos en energía cinética dándole velocidad a los gases y disminuyendo su presión, y el rotor será el encargado de aprovechar la energía cinética de los gases y convertirla en energía mecánica generando el movimiento del compresor.

#### Operación

Cuando el aire entra a los alabes del estator o álabes guía (Nossle Guides Vanes), hace un proceso de expansión aumentando la velocidad absoluta, lo que hace que se acelere el fluido, esto es gracias a que los pasajes del NGV son convergentes iguales que los del rotor, en el rotor aumenta la velocidad relativa y disminuyen la presiones estáticas.

El paso entre alabes es importante ya que; con un paso demasiado grande, el fluido no estará bien guiado lo que ocasionara desprendimientos de la vena fluida, y con un paso demasiado pequeño coaccionara un descenso del rendimiento

- Tipos de turbinas axiales

Según sus alabes podemos encontrar:

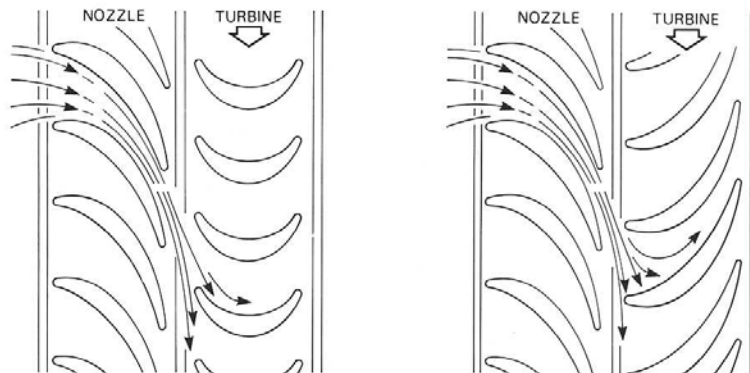
- Turbinas de acción o impulso:

Toda la expansión del gas es generada en el estator, mientras que en el rotor no habrá ninguna expansión del fluido.

- Turbina de reacción:

La expansión de los gases es generada tanto en el estator como en el reactor, en el cual se producen variación de velocidades del fluido según el grado de reacción.

Figura 14. Turbina de impulso y turbina de reacción respectivamente.

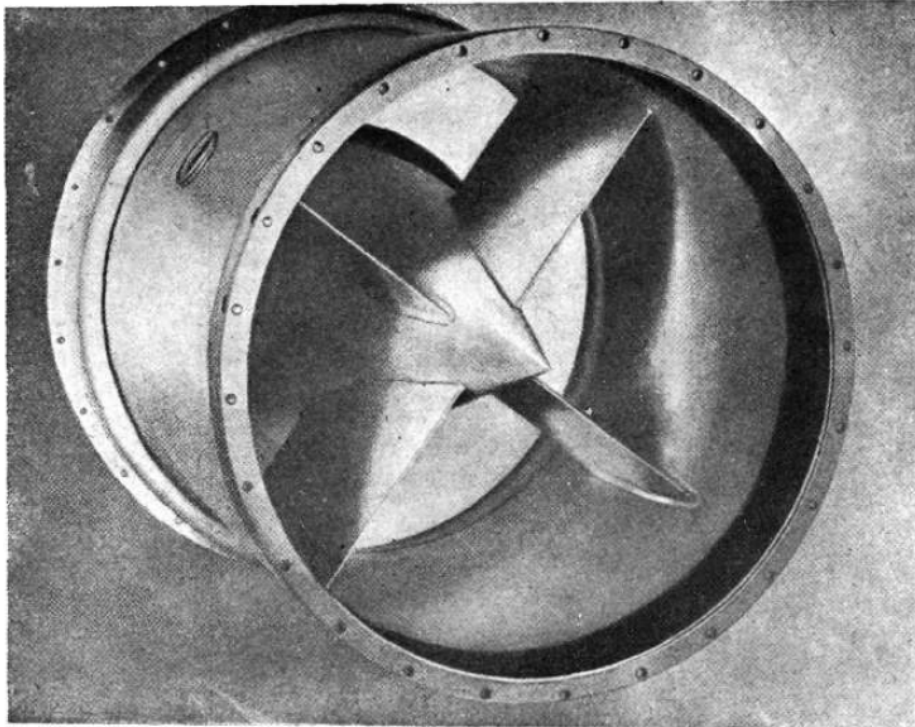


Fuente: Aerospace group. The jet engine.  
England: Rolls Royce plc, 1986.p. 50.

#### 5.2.2.4 Tobera de escape

Se encuentra en la parte posterior del motor, después del último escalón de la turbina y Su objetivo consiste en la expulsión y el direccionamiento de los gases generando así el empuje.

Figura 15. Tobera de salida del Rolls-Royce Nene.



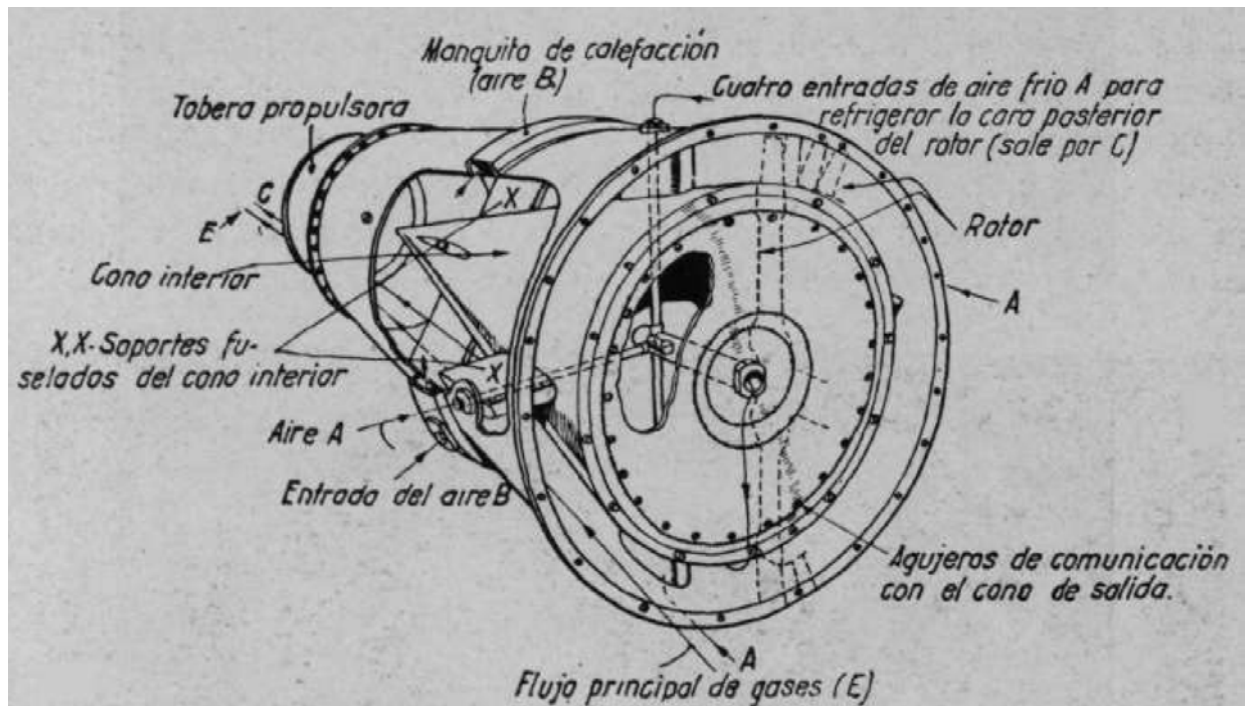
Fuente: Motores de reacción y turbinas de gas. Madrid: C.S Tarifa, 1951.p. 68.

Como se ve en la imagen la tobera tiene cuatro aletas para sostener el cono exterior, además de esto tiene como función enderezar el flujo del aire, con el fin de eliminar la turbulencia generada en la turbina.

en algunas toberas de salida la expansión de los gases se realiza en dos partes, en la primera los gases circulan a presión constante y baja velocidad con el fin de lograr enderezar la corriente del aire, y en la segunda la presión disminuye rápidamente hasta llegar a la ambiente y la velocidad aumenta.



Figura 16. Conjunto de la tobera de salida y órganos complementarios en el De Havilland Goblin 11.



Fuente: Motores de reacción y turbinas de gas. Madrid: C.S Tarifa, 1951.p. 69.

## 6. DESARROLLO CENTRAL

### 6.1 Metodología

Este proyecto fue desarrollado en diferentes etapas mostradas a continuación

#### 6.1.1 Cálculos termogasodinámicos

Se deben tener en cuenta los siguientes datos para los cálculos termogasodinámicos, los calores específicos son tomados a temperatura atmosférica:

Calor específico del aire  $C_{pa} = 1.004 \frac{kJ}{kg \cdot K}$

Calor específico del gas  $C_{pg} = 1.147 \frac{kJ}{kg \cdot K}$

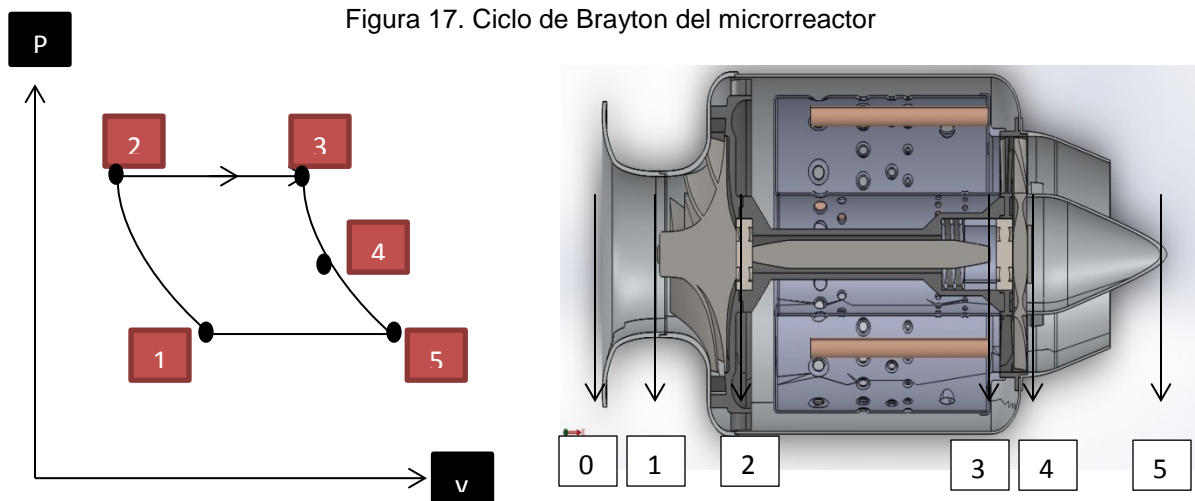
Calor específico del combustible  $C_{pf} = 1.63 \frac{kJ}{kg \cdot K}$

Constante adiabática del aire  $\gamma = 1.33$

Constante adiabática del gas  $\gamma_g = 1.4$

Constante universal de los gases  $R = 0.287 \frac{kJ}{kg \cdot K}$

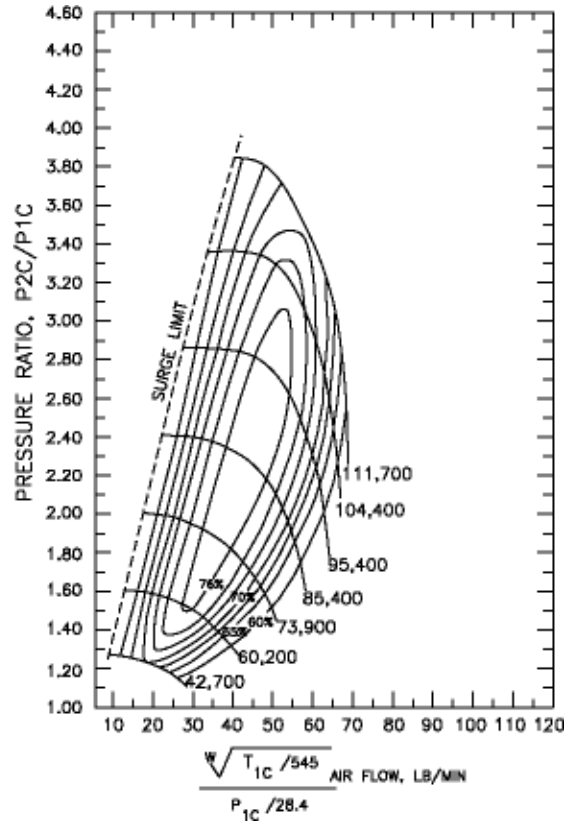
El siguiente gráfico muestra el proceso adiabático del microrreactor



Fuente: Autores.

Para iniciar los cálculos se usa el mapa del compresor t61 turbocharged de 8 alabes que y se encuentra fabricado donde la descarga del alabe esta inclinada hacia atrás, tiene 8 alabes completas y 8 alabes divisoras que están recortadas a la mitad (splitter vane), es de alto rendimiento y puede girar a altas velocidades a continuación se muestra el mapa del compresor.

Figura 18. Mapa del compresor t61 turbocharged.



Fuente: [turbocharged.com/catalog/compmaps/t61.html](http://turbocharged.com/catalog/compmaps/t61.html).

Teniendo en cuenta el mapa anterior se obtienen los siguientes datos:

Relación de compresión  $\pi_c = R_c = 2.22$

Revoluciones por minuto  $80000 \text{ rpm}$

Flujo másico del aire  $\dot{m} = 0.1512 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$

La lectura con que se obtienen los anteriores datos está dada por las revoluciones por minuto se toman 80000 rpm, que es un dato experimental tomado de

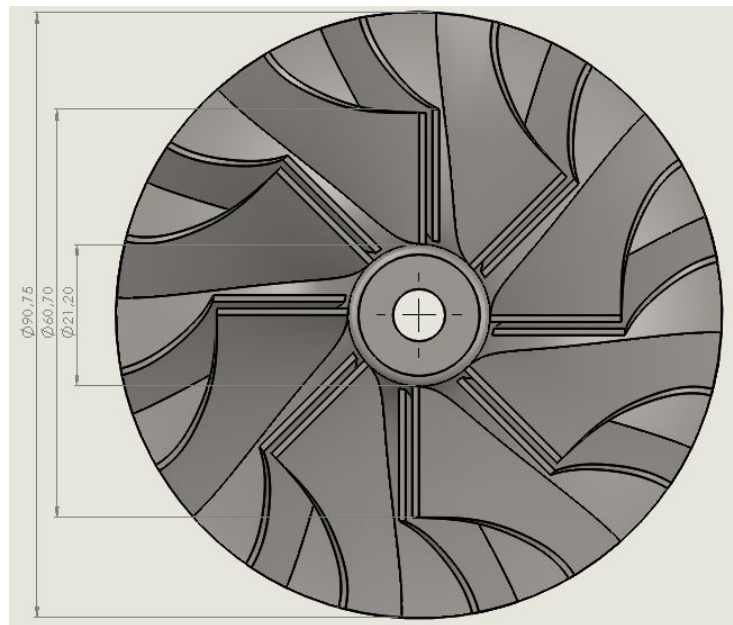
diferentes microrreactores, ya que si se toman a altas revoluciones podríamos tener temperaturas demasiado altas, y si se toman rpm muy bajas tendríamos temperaturas bajas.

Siendo  $v_1 = v_0$  y  $\dot{m}_1 = \dot{m}_0$

$v_1$  = Velocidad de entrada.

Teniendo el compresor previamente ya fabricado y diseñado en el software se inicia con los calculos tomando los datos de la siguiente figura.

Figura 19. Compresor (rotor)



Fuente: Autores.

Se halla la velocidad a la entrada del compresor teniendo:

Diámetros a la entrada del compresor

- Diametro ext  $De = 0.06070 \text{ m}$
- Diámetro int  $Di = 0.02120 \text{ m}$

$A_1 = A_{ref}$  = Área de referencia a la entrada del compresor

$$A_1 = \frac{\pi * (D_i)^2 - (D_e)^2}{4}$$

$$A_1 = \frac{\pi * (0.06070m)^2 - (0.02120m)^2}{4}$$

$$A_1 = 2.540 \times 10^{-3} m^2$$

$$\dot{m} = 0.1512 \frac{kg}{s}$$

$$\rho_2 = 1.225 \frac{kg}{m^3} \text{ Densidad a temperatura ambiente}$$

$$v_1 = \frac{\dot{m}}{\rho_2 * A_{ref}}$$

$$v_1 = \frac{0.1512 \frac{kg}{s}}{1.225 \frac{kg}{m^3} * 2.540 \times 10^{-3} m^2}$$

$$v_1 = 48.59 \frac{m}{s}$$

Se halla el número mach 1 para demostrar que el motor es subsónico teniendo:

$$M_1 = \text{Número mach 1}$$

$$v_{objeto} = 48.59 \frac{m}{s}$$

$$v_{sonido} = 340 \frac{m}{s}$$

$$M_1 = \frac{v_{objeto}}{v_{sonido}}$$

$$M_1 = \frac{48.59 \frac{m}{s}}{340 \frac{m}{s}}$$

$$M_1 = 0.143 \text{ subsonico}$$

Se halla la presión total 1 teniendo:

$$P_{T1} = \text{Presión total 1}$$

$$P_1 = 101325 \text{ pascales} = \text{Presión en condiciones normales}$$

$$M_1 = 0.143 \text{ subsonico}$$

$$\gamma = 1.4$$

$$P_{T1} = P_1 * (1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}$$

$$P_{T1} = (1 + \frac{1.4 - 1}{2} 0.143^2)^{\frac{1.4}{1-1.4}}$$

$$P_{T1} = 102782.82 \text{ pascales}$$

Se halla la presión total 2 teniendo:

$$P_{T2} = \text{Presión total 2}$$

$$P_{T1} = 102782.82 \text{ pascales}$$

$$\pi_c = R_c = 2.22$$

$$P_{T2} = P_{T1} * \pi_c$$

$$P_{T2} = 102782.82 \text{ pascales} * 2.22$$

$$P_{T2} = 228177.87 \text{ pascales}$$

Se halla la temperatura total 1 teniendo:

$$T_{T1} = \text{Temperatura total 1}$$

$$C_{pa} = 1004 \frac{J}{kg * K}$$

$$T_1 = 288 \text{ K Temperatura ambiente}$$

$$v_1 = 48.59 \frac{m}{s}$$

$$T_{T1} = \frac{(C_{pa} * T_1) + \frac{1}{2} v_1^2}{C_{pa}}$$

$$T_{T1} = \frac{(1004 \frac{J}{kg * K} * 288 \text{ K}) + \frac{1}{2} (48.59 \frac{m}{s})^2}{1004 * \frac{J}{kg * K}}$$

$$T_{T1} = 289.17 \text{ K}$$

Se halla la temperatura total 2 teniendo:

$T_{T2}$  = Temperatura total 2

$$T_{T1} = 289.17 \text{ K}$$

$$P_{T1} = 102782.82 \text{ pascales}$$

$$P_{T2} = 228177.87 \text{ pascales}$$

$$\gamma = 1.33$$

$$T_{T2} = \frac{T_{T1}}{\left(\frac{P_{T1}}{P_{T2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$$T_{T2} = \frac{289.17 \text{ K}}{\left(\frac{102782.82 \text{ pascales}}{228177.87 \text{ pascales}}\right)^{\frac{1.33-1}{1.33}}}$$

$$T_{T2} = 352.44 \text{ K}$$

Se deben hallar las siguientes variables para determinar el triángulo de velocidades del compresor.

Se halla  $\sigma$  teniendo:

$\sigma$  = Coeficiente de deslizamiento.

$n = 8$  Siendo  $n$  el número de alabes del compresor

$$\sigma = 1 - \frac{0.63 * \pi}{n}$$

$$\sigma = 1 - \frac{0.63 * \pi}{8}$$

$$\sigma = 0.7525$$

Se halla la velocidad periférica teniendo:

$U$  = Velocidad periférica

$$D_{er} = 0.0909 \text{ m}$$

$$RPM = 80000 \text{ rpm}$$

$$U = \frac{\pi * D_{er} * RPM}{60}$$

$$U = \frac{\pi * 0.0909 \text{ m} * 80000 \text{ rpm}}{60}$$

$$U = 380.76 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Se halla  $U' = \sigma * U$  teniendo:

$$\sigma = 0.7525$$

$$U = 380.76 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$U' = \sigma * U$$

$$U' = 0.7525 * 380.76 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$U' = 286.52 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Teniendo  $\alpha = 13^\circ$  (\*\*\*\*) valor experimental se usa pitagoras y ley de sen y cos para realizar el triangulo de velocidades

$$w' = \tan \alpha * U'$$

$$w' = \tan 13^\circ * 286.52 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$w' = 66.15 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Se halla

$$w = \frac{w'}{\sin \alpha}$$

$$w = \frac{66.15 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{\sin 13^\circ}$$

---

(\*\*\*\*)ESCOBAR Arnold. Metodología de diseño para turborreactores de bajo flujo másico. Bogotá D.C. Colombia: universidad de san Buenaventura, 2005, p80.



$$w = 294.06 \frac{m}{s}$$

Se halla

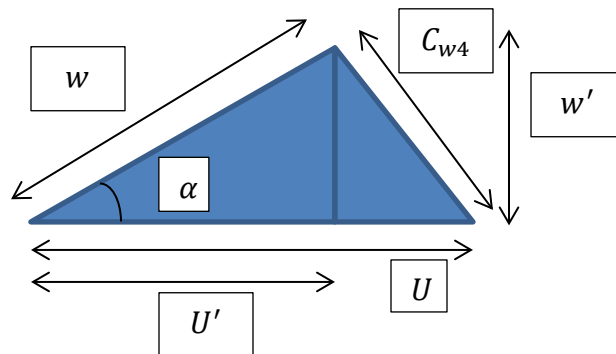
$$C_{w4} = w' + (U - U')^2$$

$$C_{w4}^2 = 66.15 \frac{m^2}{s} + (380.76 \frac{m}{s} - 286.52 \frac{m}{s})^2$$

$$C_{w4} = 115.14 \frac{m}{s}$$

Triángulo de velocidades del compresor

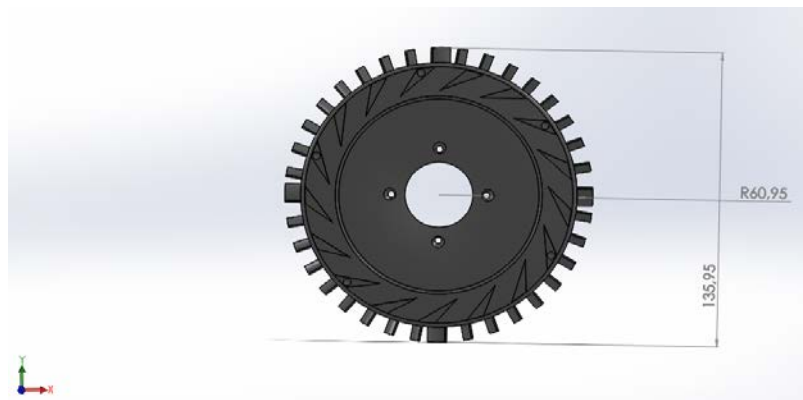
Figura 20. Triángulo de velocidades (compresor)



Fuente: Autores.

Se toman datos de la siguiente figura para continuar los cálculos termogasodinámicos.

Figura 21. Difusor



Fuente: Autores.

Se halla la velocidad 2 teniendo:

$v_2$  = Velocidad a la salida del compresor y a la entrada de la cámara de combustión

$$A_1 = 2.540 \times 10^{-3} m^2$$

$$v_1 = 48.59 \frac{m}{s}$$

Diámetros a la salida del compresor

- Diámetro ext  $De = 0.13590 m$
- Diámetro int  $Di = 0.12190 m$

$A_2$  = Área a la salida del compresor

$$A_2 = \frac{\pi * (D_i)^2 - (D_e)^2}{4}$$

$$A_2 = \frac{\pi * (0.1359 m)^2 - (0.1219 m)^2}{4}$$

$$A_2 = 2.834 \times 10^{-3} m^2$$

$$v_2 = \frac{A_1 * v_1}{A_2}$$

$$v_2 = \frac{2.540 \times 10^{-3} m^2 * 48.59 \frac{m}{s}}{2.834 \times 10^{-3} m^2}$$

$$v_2 = 43.55 \frac{m}{s}$$

Se halla la temperatura 2 teniendo:

$T_2$  = Temperatura a la salida del compresor

$$C_{pa} = 1004 \frac{J}{kg * K}$$

$$T_{T2} = 352.44 K$$

$$v_2 = 43.55 \frac{m}{s}$$

$$T_2 = \frac{(C_{pa} * T_{T2}) + \frac{1}{2} v_2^2}{C_{pa}}$$

$$T_2 = \frac{(1004 \frac{J}{kg * K} * 352.44 K) + \frac{1}{2} (43.55 \frac{m}{s})^2}{1004 \frac{J}{kg * K}}$$

$$T_2 = 353.38 K$$

Se halla la velocidad del sonido 2 teniendo:

$C_2$  = Velocidad del sonido 2

$$T_2 = 353.38 K$$

$$R = 287 \frac{J}{kg * K}$$

$$\gamma = 1.33$$

$$C_2 = \sqrt{\gamma * R * T_2}$$

$$C_2 = \sqrt{1.33 * 287 \frac{J}{kg * K} * 353.38 K}$$

$$C_2 = 367.27 \frac{m}{s}$$

Se halla el número mach 2 teniendo

$M_2$  = Numero mach 2

$$v_2 = 43.55 \frac{m}{s}$$

$$C_2 = 367.27 \frac{m}{s}$$

$$M_2 = \frac{v_2}{C_2}$$

$$M_2 = \frac{43.55 \frac{m}{s}}{367.27 \frac{m}{s}}$$

$$M_2 = 0.118 \text{ subsonico}$$

Se halla la presión 2 teniendo:

$P_2$  = Presión a la salida del compresor.

$$\gamma = 1.33$$

$$P_{T2} = 228177.87 \text{ pascales}$$

$$T_{T2} = 352.44 \text{ K}$$

$$T_2 = 353.38 \text{ K}$$

$$P_2 = \frac{P_{T2}}{\left(\frac{T_{T2}}{T_2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$P_2 = \frac{228177.87 \text{ pascales}}{\left(\frac{352.44 \text{ K}}{353.38 \text{ K}}\right)^{\frac{1.33}{1.33-1}}}$$

$$P_2 = 230640.55 \text{ pascales}$$

Se halla la temperatura 3 teniendo:

$T_3$  = Temperatura a la salida de la cámara de combustión

$$C_{pg} = 1147 \frac{J}{kg * K}$$

$$T_2 = 353.38 \text{ K}$$

$$RM = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_a}{\dot{m}_f} = 120$$

$$\text{Poder calorífico del jet A1 } HV = 4.32 \times 10^7 \frac{J}{kg}$$

$$T_3 = \frac{HV}{RM * C_{pg}} + T_2$$

$$T_3 = \frac{4.32 \times 10^7 \frac{J}{kg}}{120 * 1147 \frac{J}{kg * K}} + 353.38 \text{ K}$$

$$T_3 = 667.24 \text{ K}$$

$$T_3 = 850 \text{ K}$$

Se toma 850K como  $T_3$  para evitar deformaciones a altas temperaturas

Se halla la presión 3 teniendo

$P_3$  = Presión a la salida de la cámara de combustión.

2 % (\*\*\*\*) de pérdida de  $P_2$  porque es una pérdida de carga

$$P_2 = 230640.55 \text{ pascales}$$

$$P_3 = P_2 * 0.98$$

$$P_3 = 230640.55 \text{ pascales} * 0.98$$

$$P_3 = 226027.73 \text{ pascales}$$

Se halla la potencia del motor teniendo

$\dot{W}$  = Potencia del motor.

$$C_{pa} = 1005 \frac{J}{kg \cdot K}$$

$$\dot{m} = 0.1512 \frac{kg}{s}$$

$$T_2 = 353.38 \text{ K}$$

$$T_1 = 288 \text{ K Ambiente}$$

$$\dot{W} = \dot{m} * C_{pa} * (T_2 - T_1)$$

$$\dot{W} = 0.1512 \frac{kg}{s} * 1005 \frac{J}{kg \cdot K} * (353.38 \text{ K} - 288 \text{ K})$$

$$\dot{W} = 9934.88 \text{ wats y } 13.32 \text{ hp}$$

Se halla la temperatura 4 teniendo

---

(\*\*\*\*)H COHEN, GFC ROGERS, HIH SARAVANAMUTTO. Gas turbine theory. Longman group limited, 1972.

$T_4$  = Temperatura a la salida turbina.

$$C_{pg} = 1147 \frac{J}{kg * K}$$

$$n_i = 0.95$$

$$n_m = 0.98$$

$$T_3 = 850 K$$

$$\dot{W} = 9934.88 \text{ wats}$$

$$T_4 = \frac{-\dot{W}}{n_i * n_m * C_{pg}} + T_3$$

$$T_4 = \frac{-9934.88 \text{ wats}}{0.95 * 0.98 * 1147 \frac{J}{kg * K}} + 850 K$$

$$T_4 = 840.69 K$$

Se halla la presión 4 teniendo

$P_4$  = Presión a la salida de la turbina.

$$P_3 = 226027.73 \text{ pascales}$$

$$T_3 = 850 K$$

$$T_4 = 840.69 K$$

$$P_4 = \frac{P_3}{\left(\frac{T_3}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$P_4 = \frac{226027.73 \text{ pascales}}{\left(\frac{850 K}{840.69 K}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}}}$$

$$P_4 = 217480.87 \text{ pascales}$$

Se halla la temperatura 5 teniendo

$T_5$  = Temperatura a la salida de la tobera.

$$T_4 = 840.69 \text{ K}$$

$$P_4 = 217480.87 \text{ pascales}$$

$$P_5 = P_1 = 101325 \text{ pascales}$$

$$\gamma = 1.4$$

$$T_5 = \frac{T_4}{\left(\frac{P_4}{P_5}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$$T_5 = \frac{840.69 \text{ K}}{\left(\frac{217480.87 \text{ pascales}}{101325 \text{ pascales}}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}}}$$

$$T_5 = 675.87 \text{ K}$$

Se halla la velocidad de salida teniendo

$v_s$  = Velocidad a la salida de la tobera

$$C_{pg} = 1147 \frac{J}{kg * K}$$

$$T_4 = 840.69 \text{ K}$$

$$T_5 = 675.87 \text{ K}$$

$$v_s = \sqrt{2C_{pg} * (T_4 - T_5)}$$

$$v_s = \sqrt{21147 \frac{J}{kg * K} * (840.69 \text{ K} - 675.87 \text{ K})}$$

$$v_s = 614.89 \frac{m}{s}$$

Se halla la Fuerza de empuje teniendo

$F$  =Empuje del motor

$$\dot{m} = 0.1512 \frac{kg}{s}$$

$$v_s = 614.89 \frac{m}{s}$$

$$v_1 = 48.59 \frac{m}{s}$$

$$F = \dot{m} * (v_s - v_1)$$

$$F = 0.1512 \frac{kg}{s} * (614.89 \frac{m}{s} - 48.59 \frac{m}{s})$$

$$F = 85.62 N$$

Se halla la diferencia de temperaturas en la combustión teniendo

$\Delta T$  =Diferencia de temperaturas en la combustión

$$T_3 = 850 K$$

$$T_2 = 353.38 K$$

$$\Delta T = T_3 - T_2$$

$$\Delta T = 850 K - 353.38 K$$

$$\Delta T = 496.62 K$$

Se halla la relación aire-combustible teórica teniendo

$f_{teorico}$  =Relación aire-combustible teórico

$$\Delta T = 496.62 K$$

$$T_2 = 353.38 K$$

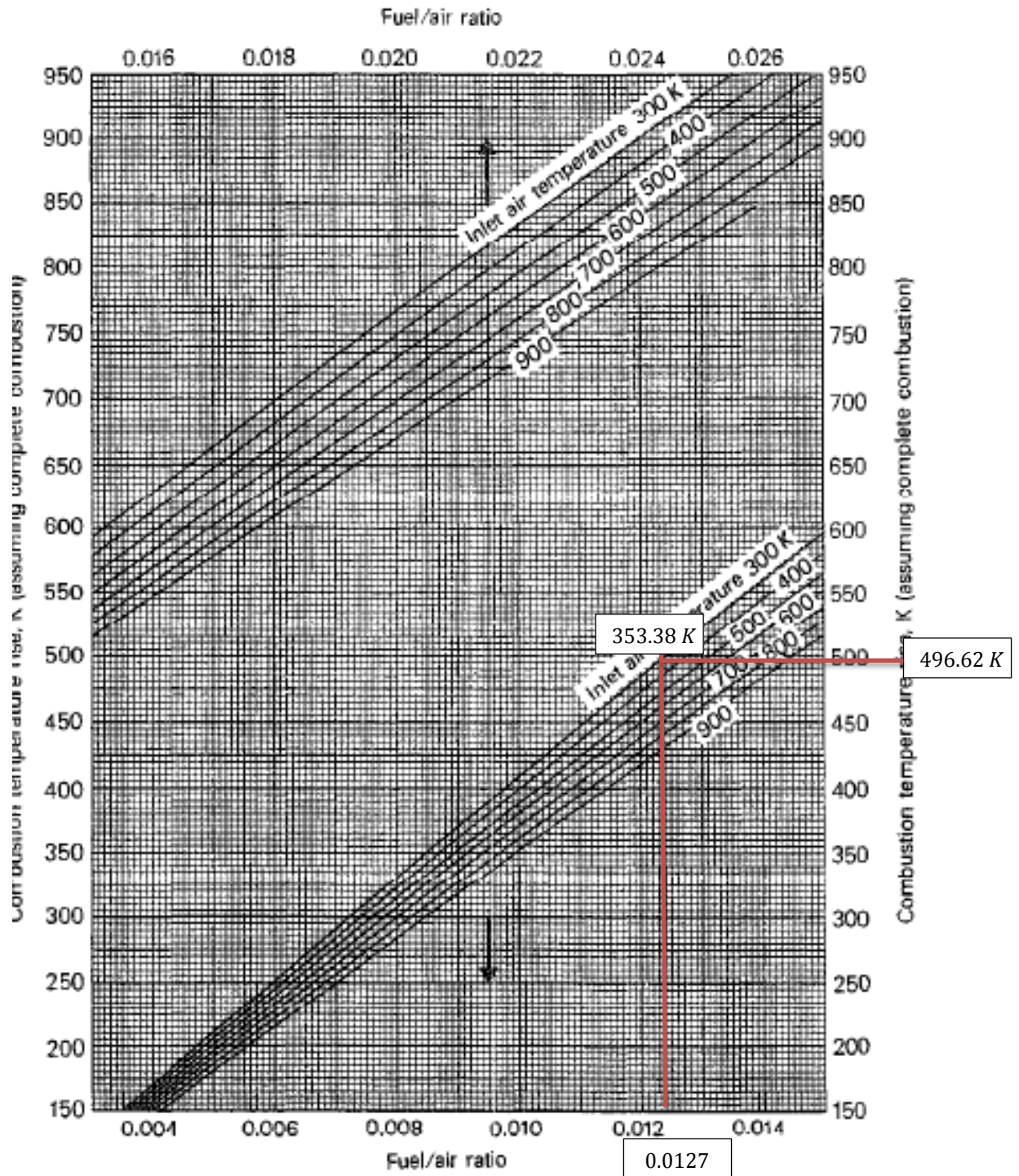
$$f_{teorico} = \frac{Combustible}{aire}$$

$$f_{teorico} = 0.0127$$

Se usó la siguiente grafica para poder obtener el resultado anterior



Figura 22. Grafica de la temperatura de combustión de aire-combustible



Fuente: H COHEN, GFC ROGERS, HIH SARAVANAMUTTO. Gas turbine theory. Longman group limited, 1972.

Se halla la relación aire-combustible real teniendo

$f_{real}$  = Relación aire- combustible real

$$f_{teorico} = 0.0127$$

$$n_b = 0.98$$

$$f_{real} = \frac{f_{teorico}}{n_b}$$

$$f_{real} = \frac{0.0127}{0.98}$$

$$f_{real} = 0.013$$

Se halla el empuje específico teniendo

$F_s$  =Empuje especifico del motor

$$F = 85.62 \text{ N}$$

$$\dot{m} = 0.1512 \frac{kg}{s}$$

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}}$$

$$F_s = \frac{85.62 \text{ N}}{0.1512 \frac{kg}{s}}$$

$$F_s = 566.26$$

Se halla el consumo especifico del combustible teniendo

$S.F.C.$  = Consumo especifico del combustible

$$f_{real} = 0.013$$

$$F_s = 566.26$$

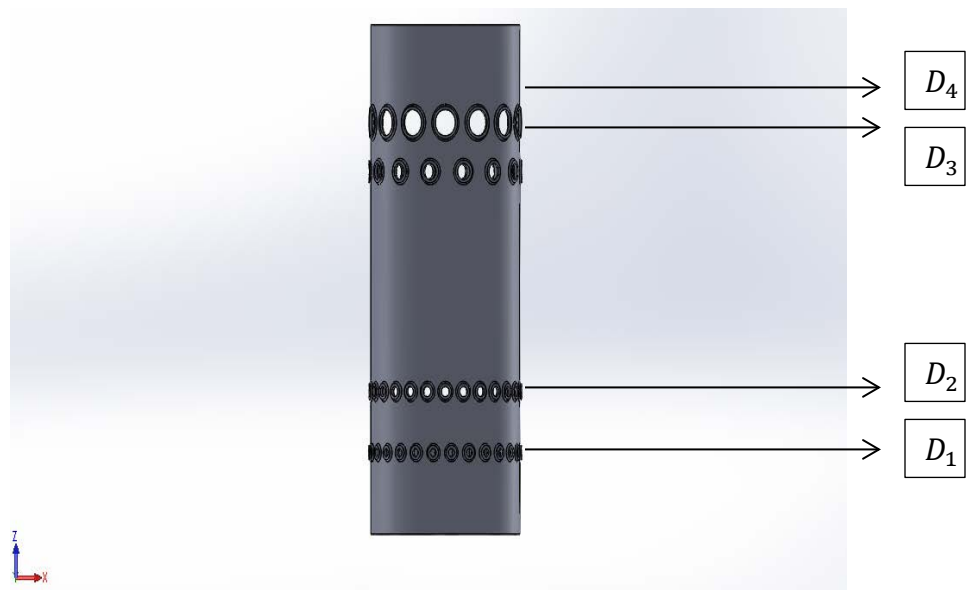
$$S.F.C. = \frac{f_{real} * 3600}{F_s}$$

$$S.F.C. = \frac{0.013 * 3600}{566.26}$$

$$S.F.C. = 0.082 \frac{kg}{N*hr}$$

Se diseña la cámara de combustión tomando datos similares a la turbina guía (kj66), y se colocan los orificios de cada cámara de combustión.

Figura 23. Cámara de combustión interna



Fuente: Autores.

Se halla el área que ocupa cada orificio de la cámara de combustión interna

$$D_1 = 2 \text{ mm}$$

$$nh_1 = 26$$

$$D_2 = 2.5 \text{ mm}$$

$$nh_2 = 26$$

$$D_3 = 4 \text{ mm}$$

$$nh_3 = 14$$

$$D_4 = 6.5 \text{ mm}$$

$$nh_4 = 14$$

$$A = \frac{\pi}{4} D^2 * nh$$

Área de cada orificio

$$A_1 = \frac{\pi}{4} D_1^2 * nh_1$$

$$A_1 = \frac{\pi}{4} 0.002m^2 * 26$$

$$A_1 = 8.17 \times 10^{-5} m^2$$

$$A_2 = \frac{\pi}{4} D_2^2 * nh_2$$

$$A_2 = \frac{\pi}{4} 0.0025m^2 * 26$$

$$A_2 = 1.28 \times 10^{-4} m^2$$

$$A_3 = \frac{\pi}{4} D_3^2 * nh_3$$

$$A_3 = \frac{\pi}{4} 0.004m^2 * 14$$

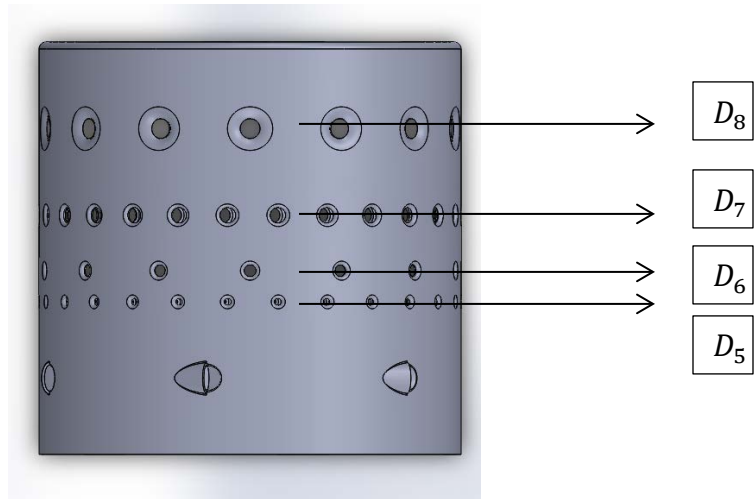
$$A_3 = 1.76 \times 10^{-4} m^2$$

$$A_4 = \frac{\pi}{4} D_4^2 * nh_4$$

$$A_4 = \frac{\pi}{4} 0.0065^2 * 14$$

$$A_4 = 4.65 \times 10^{-4} m^2$$

Figura 24. Cámara de combustión externa



Fuente: Autores.

$$D_5 = 2 \text{ mm}$$

$$nh_5 = 26$$

$$D_6 = 3.5 \text{ mm}$$

$$nh_6 = 14$$

$$D_7 = 4.5 \text{ mm}$$

$$nh_7 = 26$$

$$D_8 = 6.5 \text{ mm}$$

$$nh_8 = 14$$

$$A = \frac{\pi}{4} D^2 * nh$$

Área de cada orificio

$$A_5 = \frac{\pi}{4} D_5^2 * nh_5$$

$$A_5 = \frac{\pi}{4} 0.002m^2 * 26$$

$$A_5 = 8.17 \times 10^{-5} m^2$$

$$A_6 = \frac{\pi}{4} D_6^2 * nh_6$$

$$A_6 = \frac{\pi}{4} 0.0035m^2 * 14$$

$$A_6 = 1.35 \times 10^{-4} m^2$$

$$A_7 = \frac{\pi}{4} D_7^2 * nh_7$$

$$A_7 = \frac{\pi}{4} 0.0045^2 * 26$$

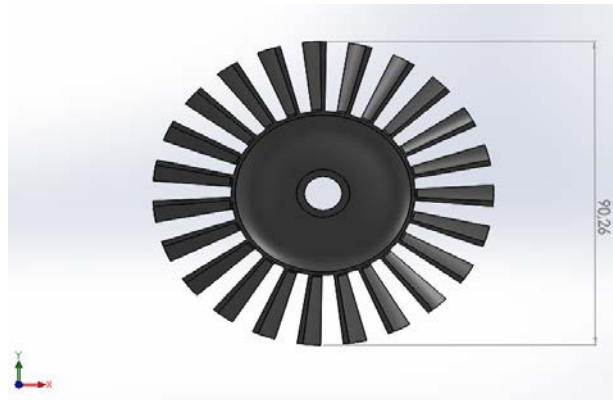
$$A_7 = 4.14 \times 10^{-4} m^2$$

$$A_8 = \frac{\pi}{4} D_8^2 * nh_8$$

$$A_8 = \frac{\pi}{4} 0.0065m^2 * 14$$

$$A_8 = 4.65 \times 10^{-4} m^2$$

Figura 25. Turbina (rotor)



Fuente: Autores.

Se deben hallar las siguientes variables para determinar el triángulo de velocidades de la turbina.

Se halla el coeficiente de salto de temperatura teniendo:

$\psi$  = Coeficiente de salto de temperatura.

$$U = 380.76 \frac{m}{s}$$

$$C_{pg} = 1147 \frac{J}{kg \cdot ^\circ K}$$

$$T_3 = 850 \text{ K}$$

$$T_4 = 840.69 \text{ K}$$

$$\psi = \frac{2 * \Delta T_s * C_{pg}}{U^2}$$

$$\psi = \frac{2 * (850 \text{ K} - 840.69 \text{ K}) * 1147 \frac{J}{kg \cdot ^\circ K}}{(380.76 \frac{m}{s})^2}$$

$$\psi = 0.147$$

Teniendo  $\alpha_3 = 10^\circ$  (\*\*\*\*\*) valor experimental se hallan los siguientes datos para <sup>4</sup> poder realizar el triangulo de velocidades.

$\phi = 0.8$  es un valor experimental para motores de bajo flujo másico y se asume que la turbulencia a la salida de la etapa de la turbina es nula.

$$\beta_3 = \tan^{-1}(\tan \alpha_3 + \frac{1}{\phi})$$

$$\beta_3 = \tan^{-1}(\tan 10^\circ + \frac{1}{0.8})$$

$$\beta_3 = 54.96^\circ$$

Teniendo

$$\phi = 0.8$$

$$\psi = 0.147$$

---

(\*\*\*\*\*)ESCOBAR Arnold. Metodología de diseño para turborreactores de bajo flujo másico. Bogotá D.C. Colombia: universidad de san Buenaventura, 2005, p130.

$$\beta_3 = 54.96^\circ$$

$$\Lambda = \frac{(\tan \beta_3 * 2 * \phi) - \frac{1}{2} * \psi}{2} = \text{Grado de reacción de la turbina.}$$

$$\Lambda = \frac{(\tan 54.96^\circ * 2 * 0.8) - \frac{1}{2} * 0.147}{2}$$

$$\Lambda = 1.10$$

Se halla

$$\beta_2 = \tan^{-1} \left( \frac{1}{2 * \phi} * \left( \frac{1}{2} * \psi - 2 * \Lambda \right) \right)$$

$$\beta_2 = \tan^{-1} \left( \frac{1}{2 * 0.8} * \left( \frac{1}{2} * 0.147 - 2 * 1.10 \right) \right)$$

$$\beta_2 = 53.88^\circ$$

Se halla

$$\alpha_2 = \tan^{-1} \left( \tan \beta_2 + \frac{1}{\phi} \right)$$

$$\alpha_2 = \tan^{-1} \left( \tan 53.88^\circ + \frac{1}{0.8} \right)$$

$$\alpha_2 = 69.74^\circ$$

Se halla

$$C_{a2} = U * \phi$$

$$C_{a2} = 380.76 \frac{m}{s} * 0.8$$

$$C_{a2} = 304.608 \frac{m}{s}$$

Se halla

$$C_2 = \frac{C_{a2}}{\cos \alpha_2}$$



$$C_2 = \frac{304.608 \frac{m}{s}}{\cos 69.74}$$

$$C_2 = 879.65 \frac{m}{s}$$

Se halla

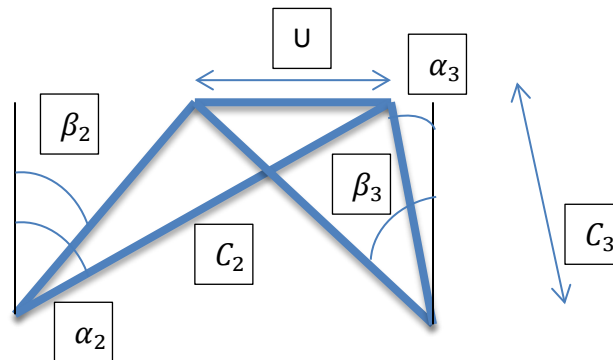
$$C_3 = \frac{C_{a2}}{\sin 80^\circ}$$

$$C_3 = \frac{304.608 \frac{m}{s}}{\sin 80^\circ}$$

$$C_3 = 309.30 \frac{m}{s}$$

Triángulo de velocidades de la turbina

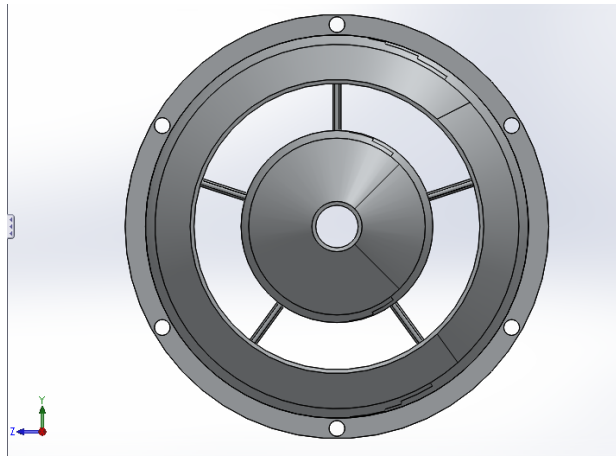
Figura 26. Triángulo de velocidades (turbina)



Fuente: Autores.

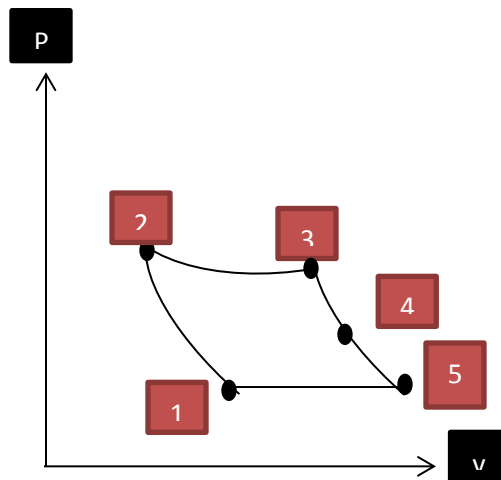
Para el diseño de la tobera se toman algunos valores del compresor ya diseñado e iniciamos con sus respectivos diámetros.

Figura 27. Tobera

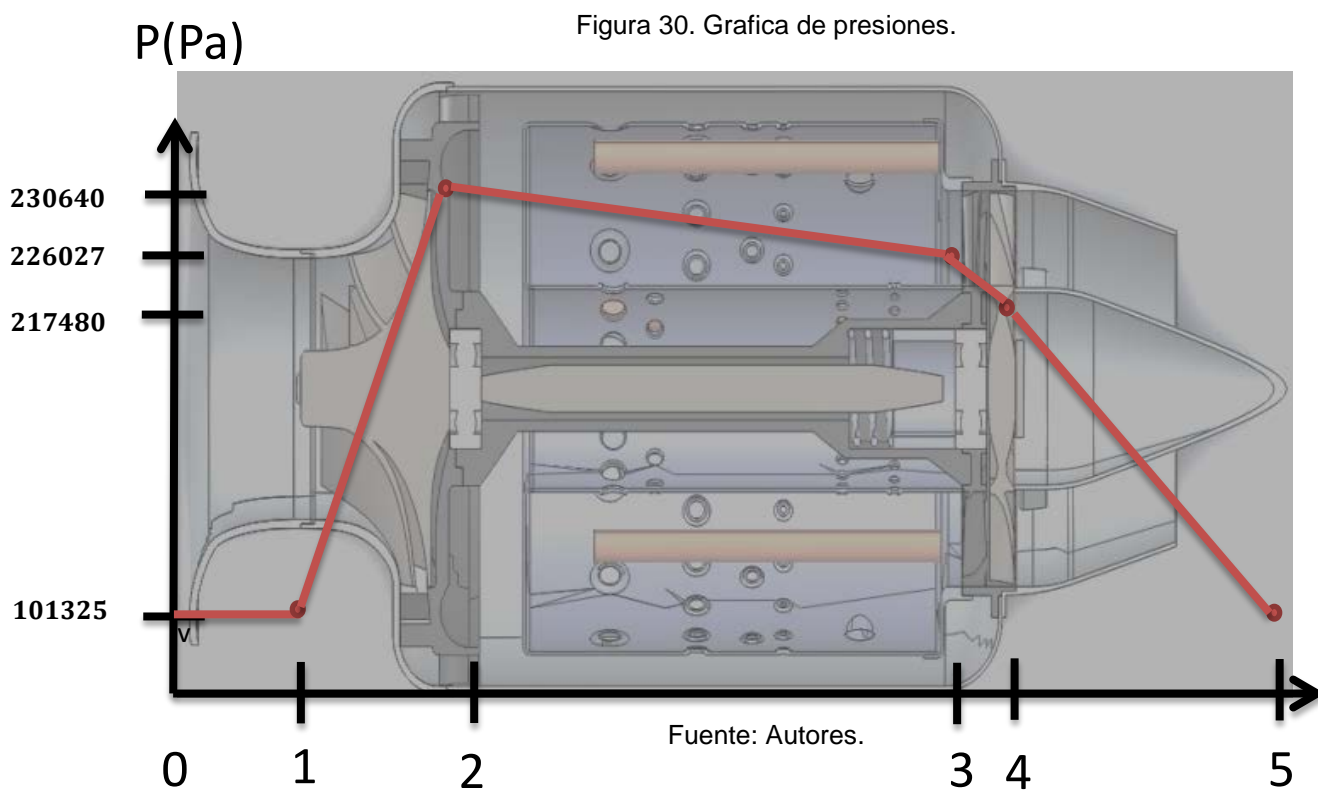
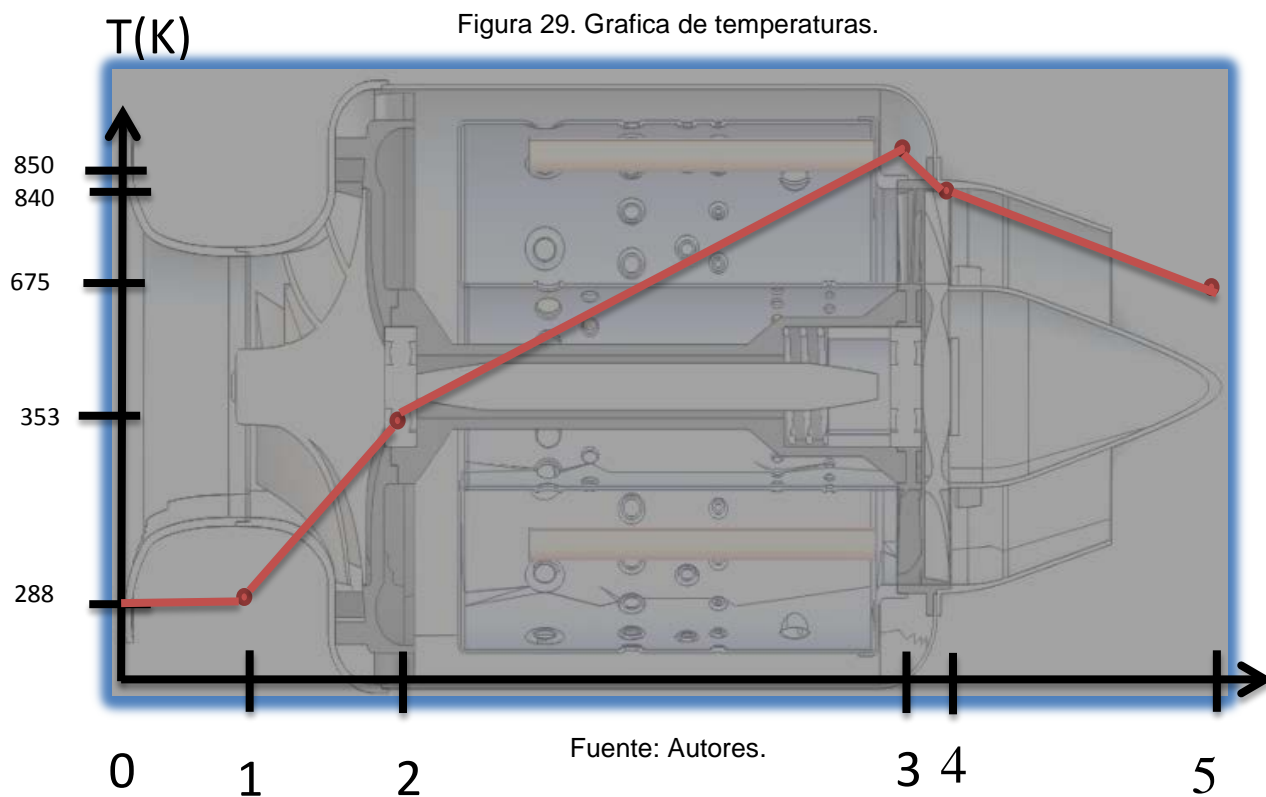


Fuente: Autores.

Figura 28. Diagrama P-V final.



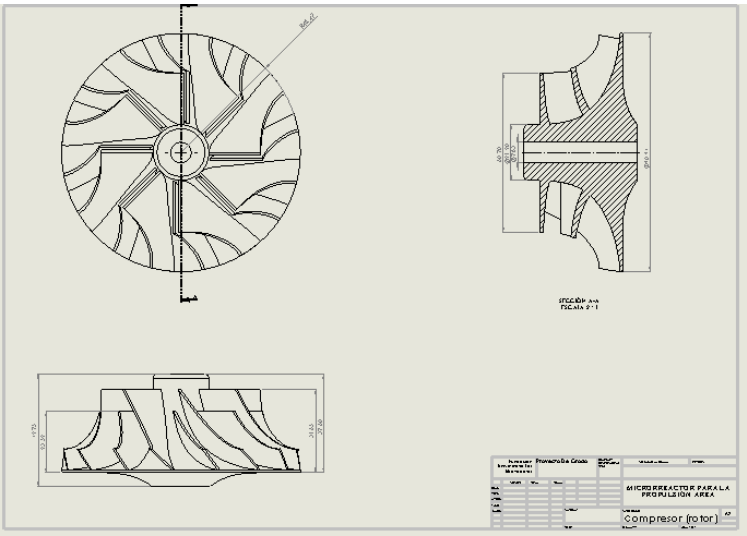
Fuente: Autores.



6.1.2 Planos

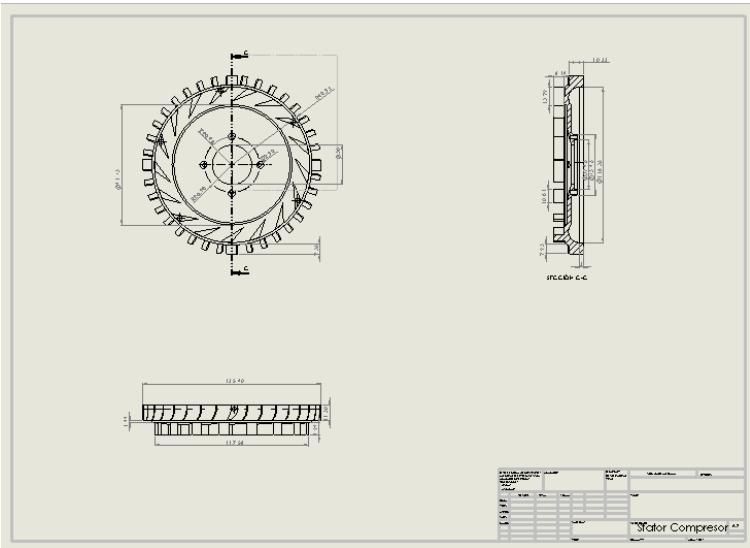
De acuerdo a los cálculos realizados se obtienen los siguientes planos

Figura 31. Compresor (rotor)



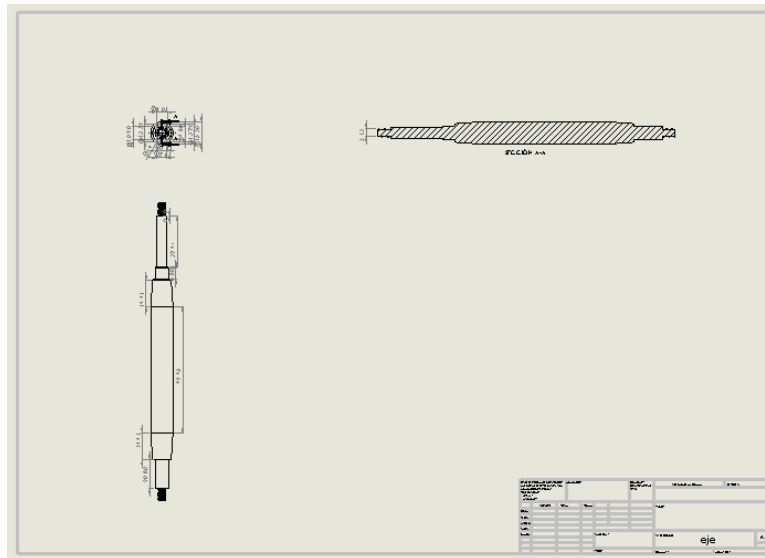
Fuente: Autores.

Figura 32. Compresor (stator)



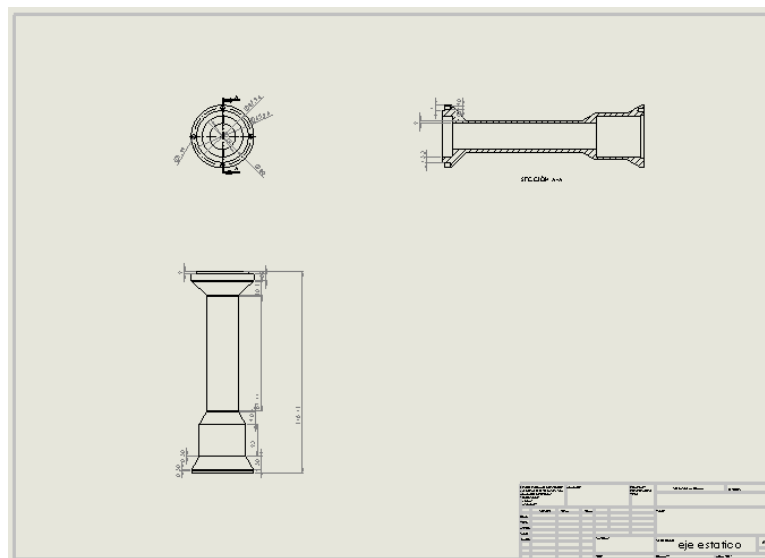
Fuente: Autores.

Figura 33. Eje



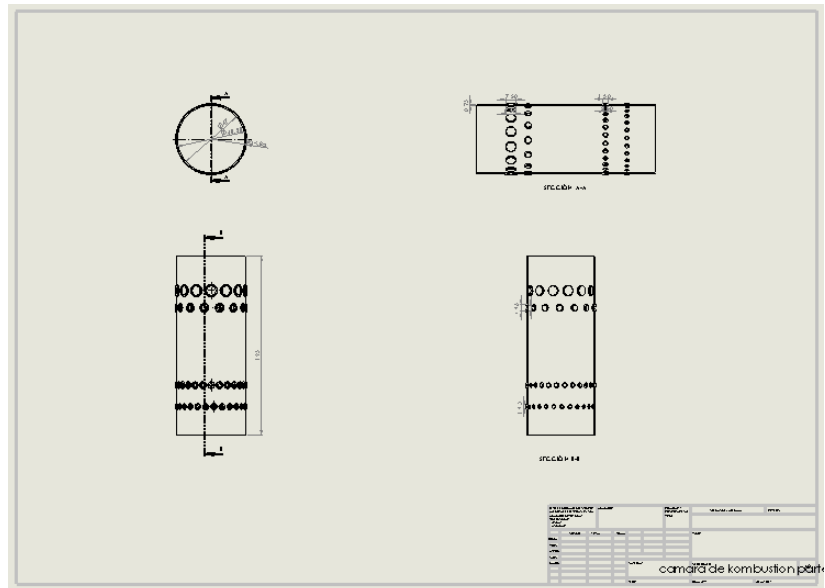
Fuente: Autores.

Figura 34. Eje estático



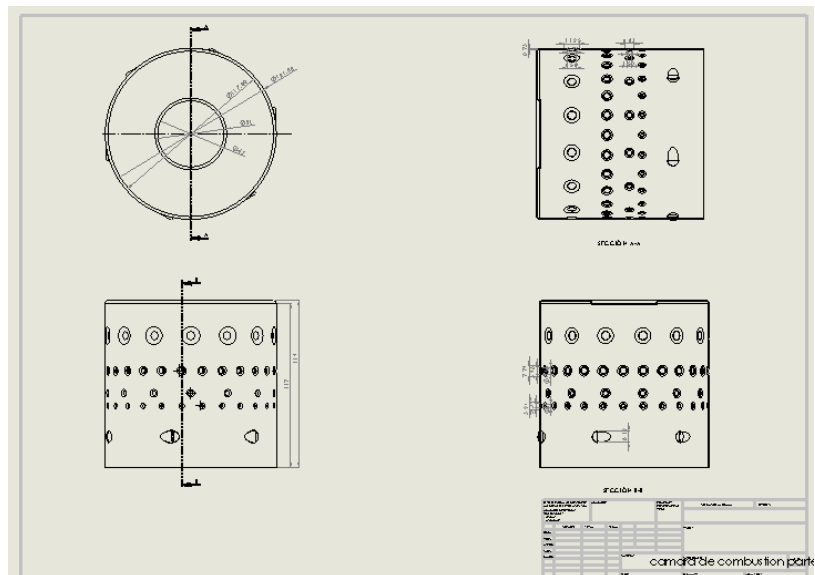
Fuente: Autores.

Figura 35. Cámara de combustión interna



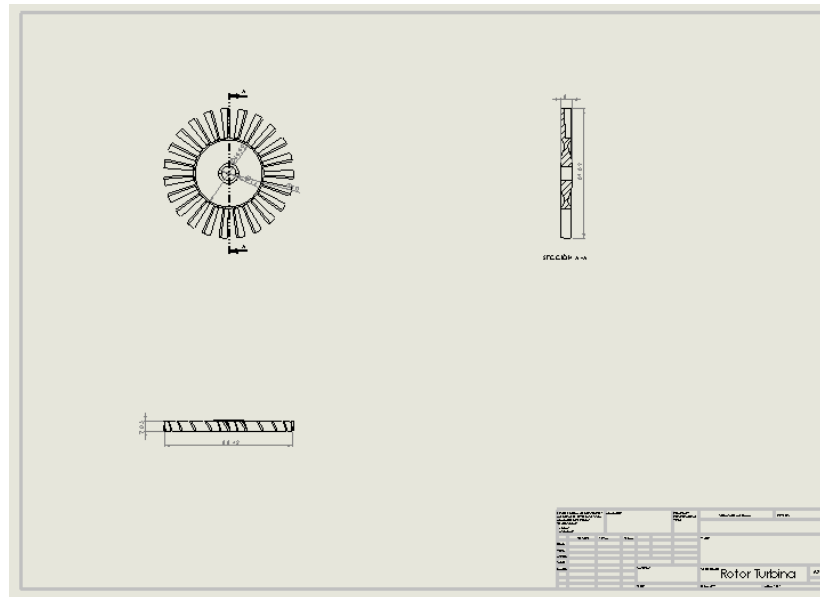
Fuente: Autores.

Figura 36. Cámara de combustión externa



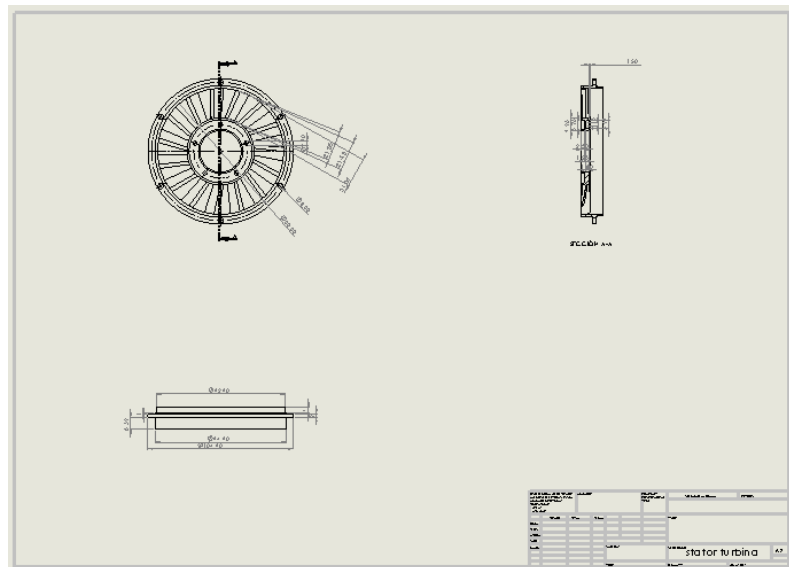
Fuente: Autores.

Figura 37. Turbina (rotor)



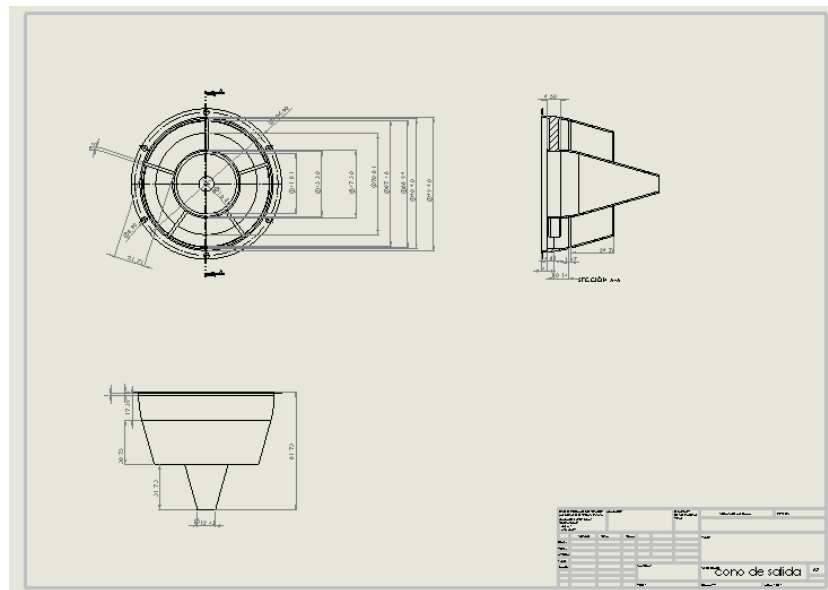
Fuente: Autores.

Figura 38. Turbina (stator)



Fuente: Autores

Figura 39. Cono de salida



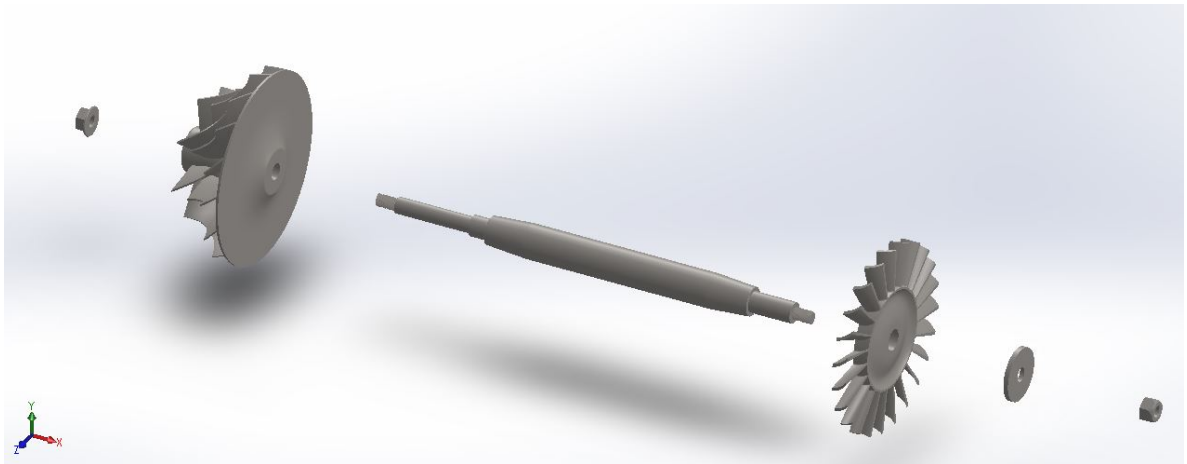
Fuente: Autores



### 6.1.3 Ensamble de los componentes

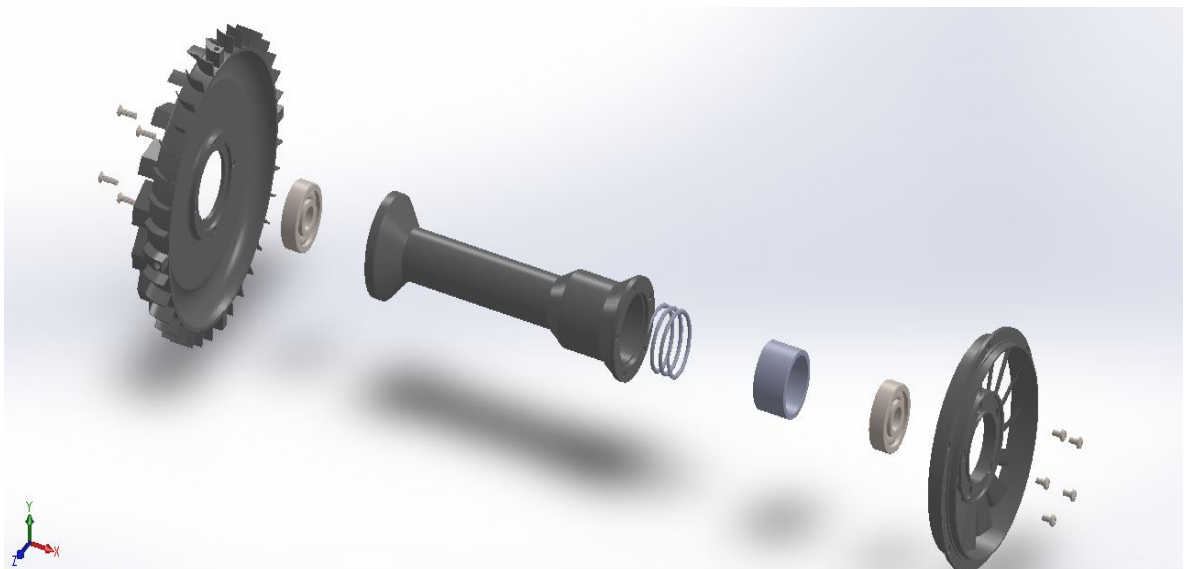
Con el software usado se realizó el ensamble de los componentes que se muestran a continuación

Figura 40. Rotores



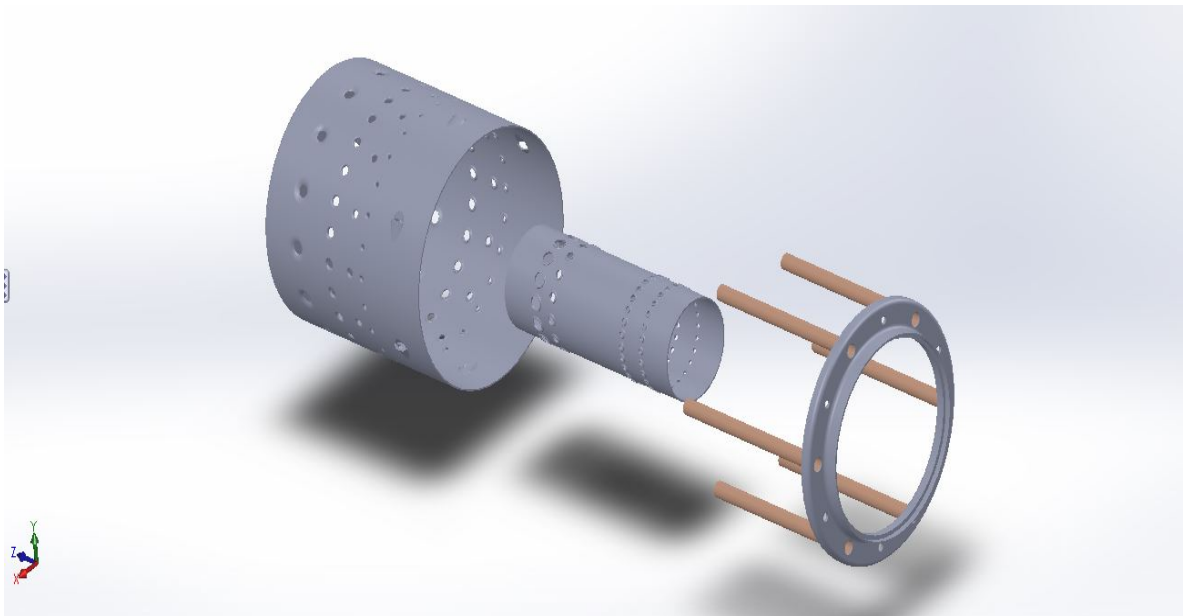
Fuente: Autores

Figura 41. Estatores



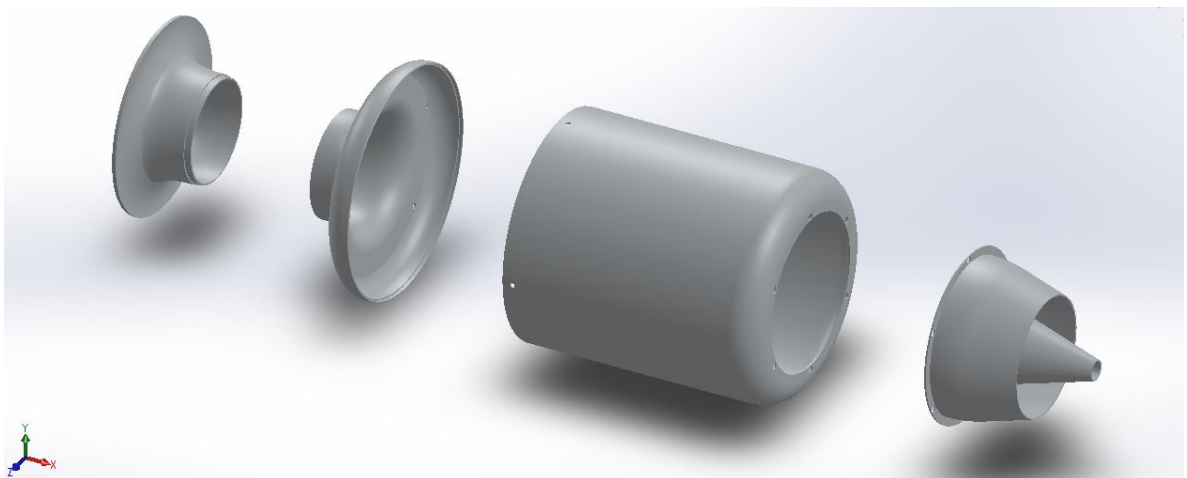
Fuente: Autores

Figura 42. Cámara de combustión



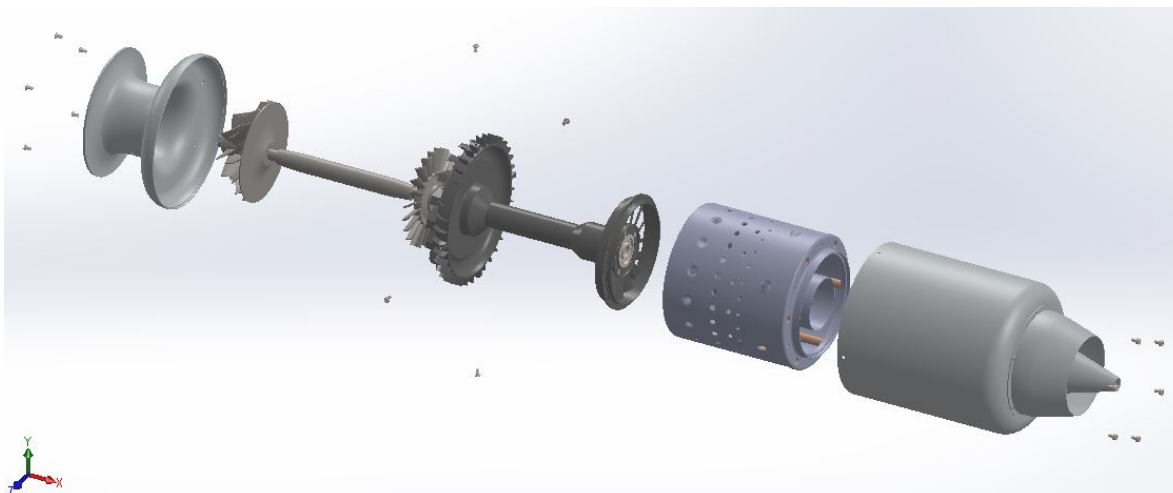
Fuente: Autores

Figura 43. Carcaza



Fuente: Autores

Figura 44. Ensamble completo



Fuente: Autores

#### 6.1.4 Simulación

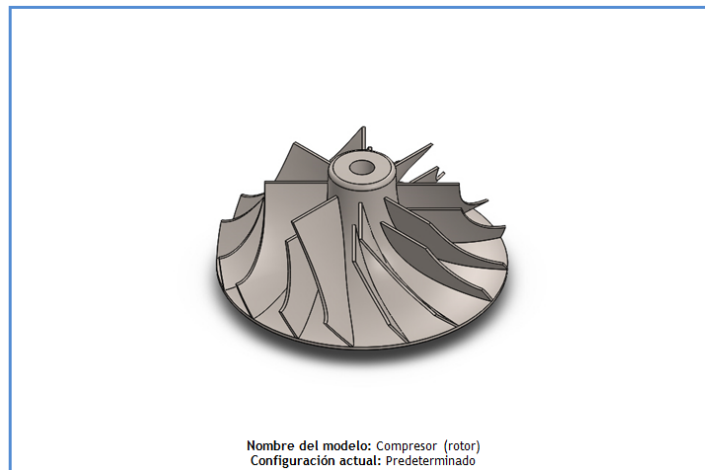
Con el software se realizaron las simulaciones pertinentes de los componentes, donde se obtienen los resultados y el análisis de nuestro proyecto.

## 7. RESULTADOS Y ANALISIS

Realizando la metodología podemos dar resultados de las simulaciones mostrando así los esfuerzos mecánicos y el comportamiento estructural de los componentes como los son el compresor, el eje y el rotor de la turbina.


A continuación se muestran los datos y propiedades del compresor

Figura 45. Compresor




Fuente: Autores

Tabla 1. Propiedades del compresor.

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
Cortar-Extruir3 	Sólido	Masa:0.417578 kg Volumen:5.42309e-005 m <sup>3</sup> Densidad:7700 kg/m <sup>3</sup> Peso:4.09227 N	G:\Finish Proyec\Componentes rotores\Compresor (rotor).SLDPRT Nov 19 17:34:20 2015

### Propiedades de material

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	<p>Nombre: Acero aleado</p> <p>Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal</p> <p>Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de von Mises</p> <p>Límite elástico: 620.422 N/mm<sup>2</sup></p> <p>Límite de tracción: 723.826 N/mm<sup>2</sup></p>	Sólido 1(Cortar-Extruir3)(Compresor (rotor))

Fuente: Autores

A continuación se muestra información de los detalles de la carga

Tabla 2. Detalles de carga del compresor.

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Presión-1		<b>Entidades:</b> 16 cara(s) <b>Tipo:</b> Normal a cara seleccionada <b>Valor:</b> 102782 <b>Unidades:</b> N/m <sup>2</sup>

Fuente: Autores

A continuación se muestra el comportamiento del modelo en sus límites y equilibrio a través de los nodos, y así podemos mejorar el diseño del componente realizado.

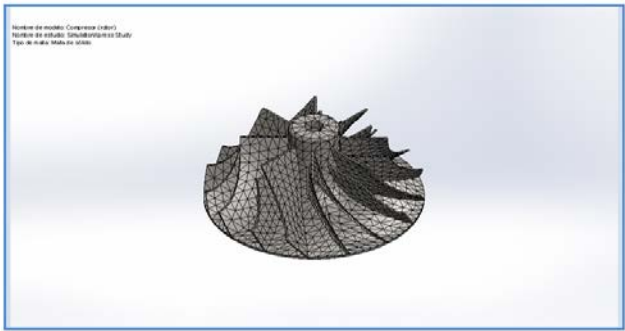
Tabla 3. Información de la malla del compresor.

Información de malla	
Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado:	Malla estándar
Transición automática:	Desactivar
Incluir bucles automáticos de malla:	Desactivar
Puntos jacobianos	4 Puntos
Tamaño de elementos	3.78632 mm
Tolerancia	0.189316 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden

Información de malla - Detalles	
Número total de nodos	22484
Número total de elementos	12315
Cociente máximo de aspecto	48.484
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	52.2
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	0.317
% de elementos distorsionados (Jacobiana)	0
Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss):	00:00:14
Nombre de computadora:	JOHANA-PC

Fuente: Autores

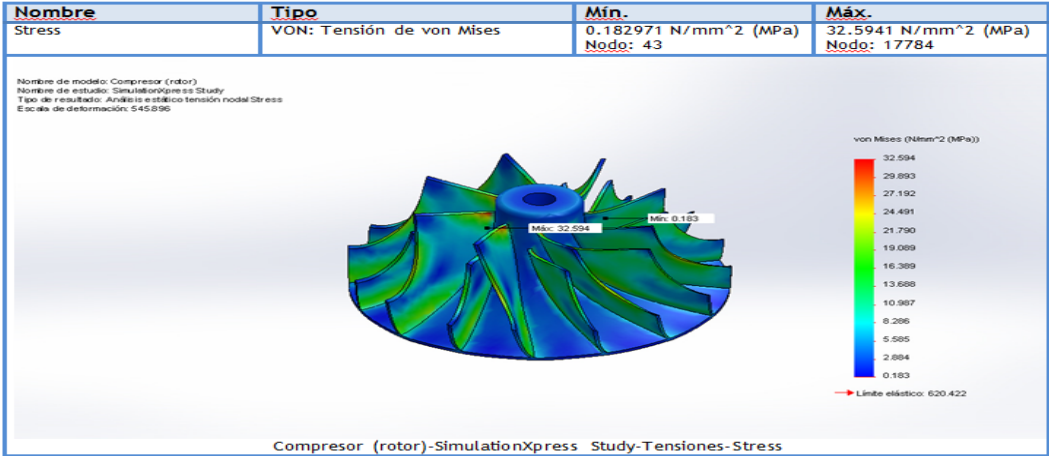
Figura 46. Compresor



Fuente: Autores

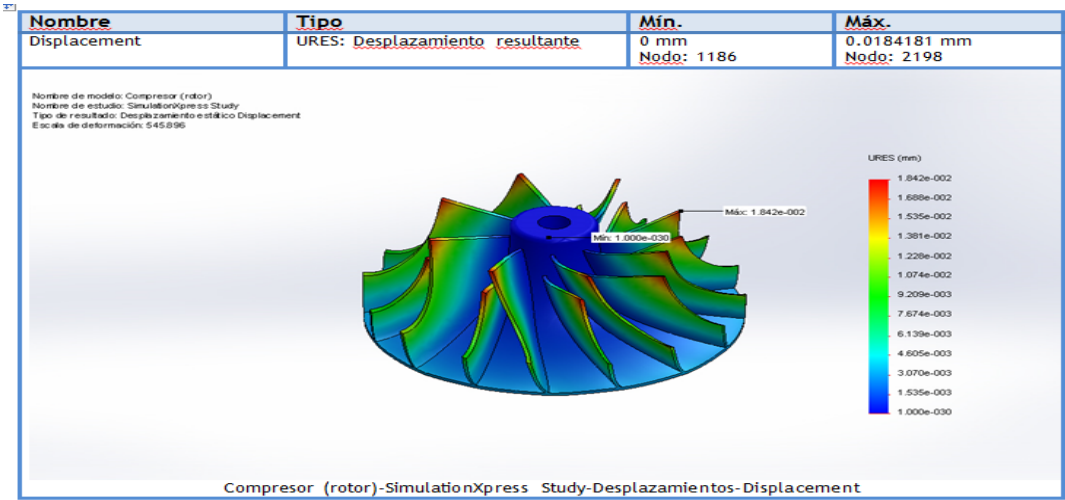
A continuacion se muestra los resultados de los esfuerzos mecanicos

Figura 47. Compresor (simulación)



Fuente: Autores

Figura 48. Compresor (simulación)



Fuente: Autores

En los resultados anteriores se muestra la deformación y esfuerzo mecánico que sufre el compresor por la fuerza centrífuga que ejerce el motor. La imagen muestra una escala de colores indicando las deformaciones siendo el color azul una deformación mínima y el color rojo deformación máxima, los resultados arrojan que es un compresor que logra soportar el comportamiento de todas las variables que interactúan sobre él.


A continuación se muestran los datos y propiedades del eje.

Figura 49. Eje




Fuente: Autores

Tabla 4. Propiedades del eje.

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
Cortar-Extruir2 	Sólido	Masa:0.243684 kg Volumen:3.16472e-005 m <sup>3</sup> Densidad:7700 kg/m <sup>3</sup> Peso:2.3881 N	G:\Finish Proyec\Componentes rotores\ eje.SLDPRT Oct 27 20:49:02 2015

#### Propiedades de material

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	<p>Nombre: Acero aleado</p> <p>Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal</p> <p>Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de von Mises</p> <p>Límite elástico: 620.422 N/mm<sup>2</sup></p> <p>Límite de tracción: 723.826 N/mm<sup>2</sup></p>	Sólido 1 (Cortar-Extruir2)(eje)

Fuente: Autores

A continuación se muestra información de los detalles de la carga.

Tabla 5. Detalles de carga del eje.

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Presión-1		<b>Entidades:</b> 1 cara(s), 1 plano(s) <b>Referencia:</b> Alzado <b>Tipo:</b> Normal al plano <b>Valor:</b> 16 <b>Unidades:</b> N/m <sup>2</sup>

Fuente: Autores

A continuación se muestra el comportamiento del modelo en sus límites y equilibrio a través de los nodos, y así podemos mejorar el diseño del componente realizado.

Tabla 6. Información de la malla del eje.

#### Información de malla

<b>Tipo de malla</b>	Malla sólida
<b>Mallador utilizado:</b>	Malla estándar
<b>Transición automática:</b>	Desactivar
<b>Incluir bucles automáticos de malla:</b>	Desactivar
<b>Puntos jacobianos</b>	4 Puntos
<b>Tamaño de elementos</b>	3.16418 mm
<b>Tolerancia</b>	0.158209 mm
<b>Calidad de malla</b>	Elementos cuadráticos de alto orden

#### Información de malla - Detalles

<b>Número total de nodos</b>	14119
<b>Número total de elementos</b>	8481
<b>Cociente máximo de aspecto</b>	721.11
<b>% de elementos cuyo cociente de aspecto es &lt; 3</b>	96
<b>% de elementos cuyo cociente de aspecto es &gt; 10</b>	0.295
<b>% de elementos distorsionados (Jacobiana)</b>	0
<b>Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss):</b>	00:00:19
<b>Nombre de computadora:</b>	JOHANA-PC

Fuente: Autores

Figura 50. Eje

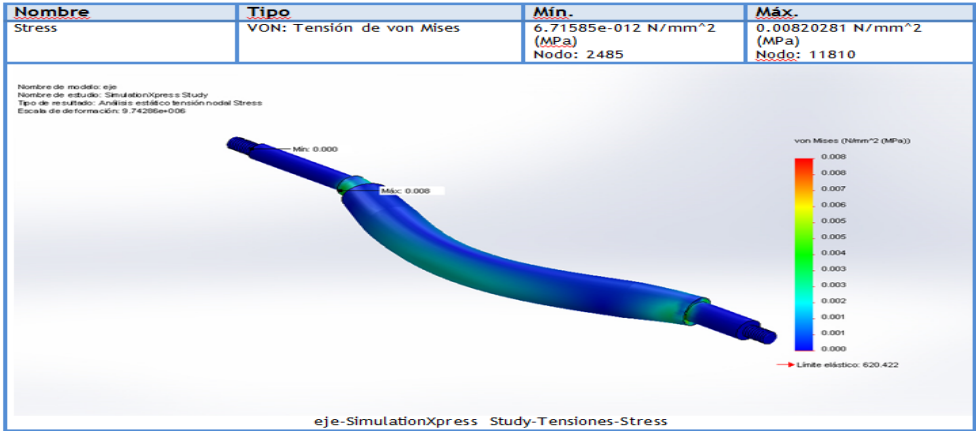


Fuente: Autores



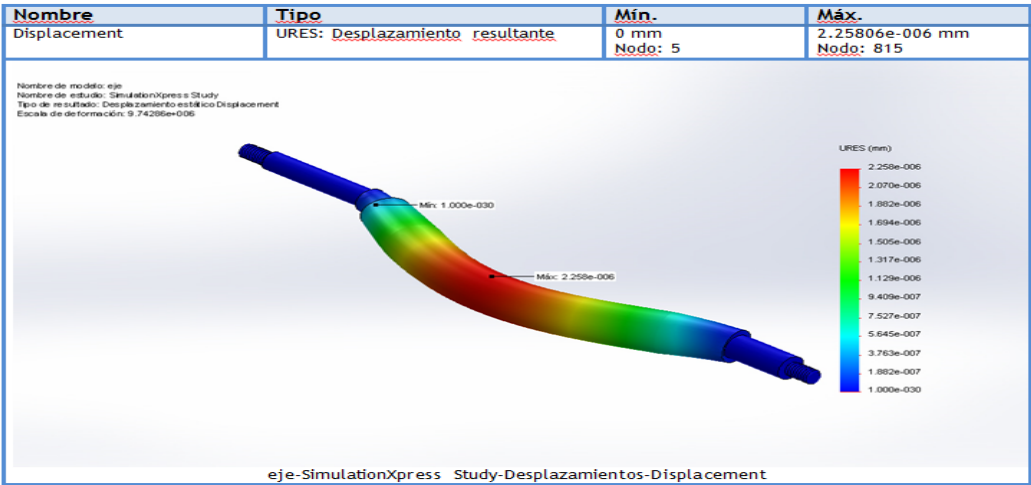
A continuacion se muestra los resultados de los esfuerzos mecanicos

Figura 51. Eje (simulación)



Fuente: Autores

Figura 52. Eje (simulación)

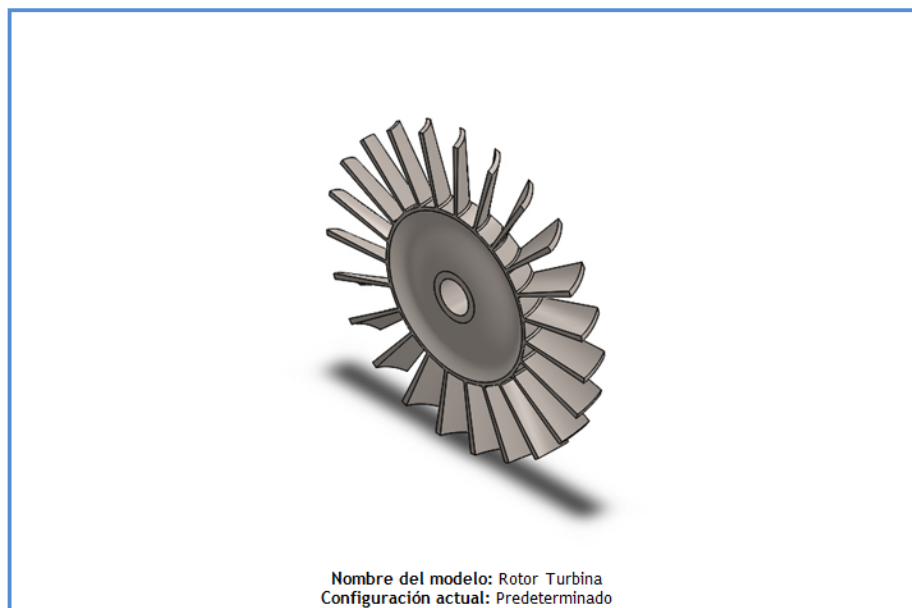


Fuente: Autores

En los resultados anteriores se muestra la deformación y esfuerzo mecánico que sufre el eje por las rpm. La imagen muestra una escala de colores indicando las deformaciones siendo el color azul una deformación mínima y el color rojo deformación máxima, los resultados arrojan que las tensiones se condensan en su centro y que se debe hacer un eje un poco más ancho para poder soportar el comportamiento de todas las variables que interactúan sobre él.


A continuación se muestran los datos y propiedades del rotor de la turbina.

Figura 53. Turbina (rotor)




Fuente: Autores

Tabla 7. Propiedades de la turbina.

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
Cortar-Extruir2 	Sólido	Masa:0.101269 kg Volumen:1.31518e-005 m <sup>3</sup> Densidad:7700 kg/m <sup>3</sup> Peso:0.992433 N	G:\Finish Proyec\Componentes rotores\Rotor Turbina.SLDPR T Jan 06 16:57:04 2015

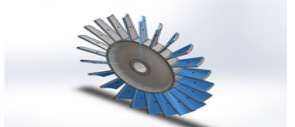
#### Propiedades de material

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	Nombre: <u>Acero aleado</u> Tipo de modelo: <u>Isotrópico elástico lineal</u> Criterio de error predeterminado: <u>Tensión máxima de von Mises</u> Límite elástico: <u>620.422 N/mm<sup>2</sup></u> Límite de tracción: <u>723.826 N/mm<sup>2</sup></u>	Sólido 1(Cortar-Extruir2)(Rotor Turbina)

Fuente: Autores

A continuación se muestra información de los detalles de la carga.

Tabla 8. Detalles de carga de la turbina.

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Presión-1		<b>Entidades:</b> 23 cara(s) <b>Tipo:</b> Normal a cara seleccionada <b>Valor:</b> 221537 <b>Unidades:</b> N/m^2

Fuente: Autores

A continuación se muestra el comportamiento del modelo en sus límites y equilibrio a través de los nodos, y así podemos mejorar el diseño del componente realizado.

Tabla 9. Información de la malla de la turbina.

<b>Información de malla</b>	
<b>Tipo de malla</b>	Malla sólida
<b>Mallador utilizado:</b>	Malla estándar
<b>Transición automática:</b>	Desactivar
<b>Incluir bucles automáticos de malla:</b>	Desactivar
<b>Puntos jacobianos</b>	4 Puntos
<b>Tamaño de elementos</b>	2.37392 mm
<b>Tolerancia</b>	0.118696 mm
<b>Calidad de malla</b>	Elementos cuadráticos de alto orden

<b>Información de malla - Detalles</b>	
<b>Número total de nodos</b>	21361
<b>Número total de elementos</b>	10895
<b>Cociente máximo de aspecto</b>	64.311
<b>% de elementos cuyo cociente de aspecto es &lt; 3</b>	85
<b>% de elementos cuyo cociente de aspecto es &gt; 10</b>	0.193
<b>% de elementos distorsionados (Jacobiana)</b>	0
<b>Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss):</b>	00:00:25
<b>Nombre de computadora:</b>	JOHANA-PC

Fuente: Autores

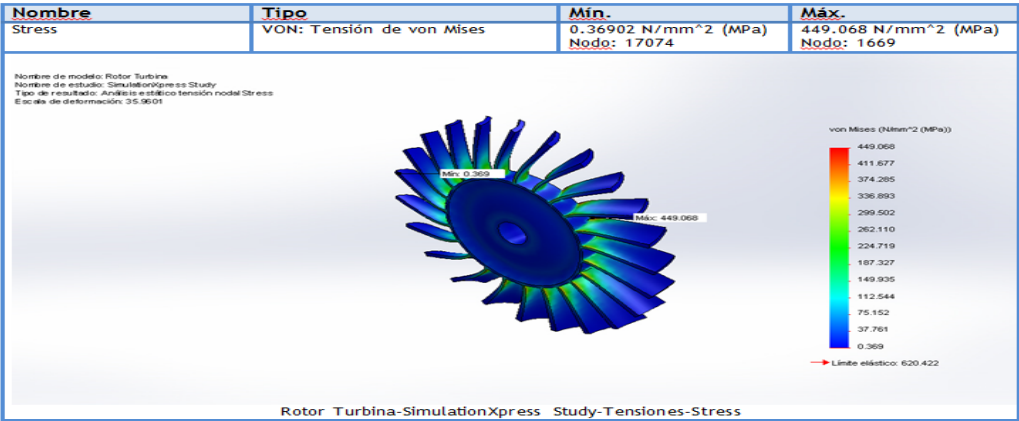
Figura 54. Turbina (rotor)



Fuente: Autores

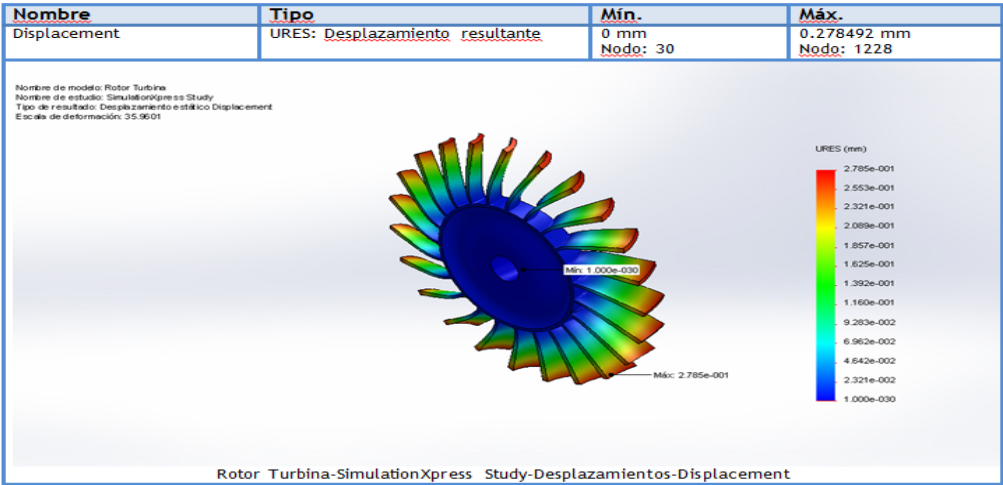
A continuacion se muestra los resultados de los esfuerzos mecanicos.

Figura 55. Turbina (simulación)



Fuente: Autores

Figura 56. Turbina (simulación)



Fuente: Autores

En los resultados anteriores se muestra la deformación y esfuerzo mecánico que sufre por la fuerza centrífuga y la temperatura que arroja la cámara de combustión. La imagen muestra una escala de colores indicando las deformaciones siendo el color azul una deformación mínima y el color rojo deformación máxima, los resultados arrojan que el rotor de la turbina logra soportar el comportamiento de todas las variables y temperaturas que interactúan sobre él.

## 8. CONCLUSIONES

- La realización de este micro reactor incidió positivamente para la industria colombiana ya que el diseño y resultados obtenidos definió que en Colombia si se puede construir un micro reactor para la propulsión aérea teniendo un apoyo económico significativo para crear un mercado competitivo.
- El triángulo de velocidades de un único compresor centrífugo permite determinar condiciones de operación del compresor cercanas a la realidad, por lo tanto esto hace que el diseño del mismo sea más fácil.
- Los inyectores de la cámara de combustión para que tengan una combustión estable y la operación del motor aumente deben tener un área reducida.
- Evidenciamos que la presión a la salida de la tobera es la misma que la presión ambiente lo cual es favorable dado que si la presión es mayor, la tobera tendera a romperse por la onda de choque generada en el momento en que una mayor presión sale a la presión ambiente.
- Las simulaciones realizadas en el software nos permitieron identificar los puntos críticos en los que los componentes del micro reactor reciben mayor carga, lo cual nos ayuda para el momento de la fabricación de los mismos.
- Este proyecto de grado muestra la viabilidad que se puede tener en Colombia y que estamos en la capacidad de hacer microrreactores para la propulsión en aeromodelos y esto nos muestra que en Colombia se puede crear motores a escala real para la aviación comercial.

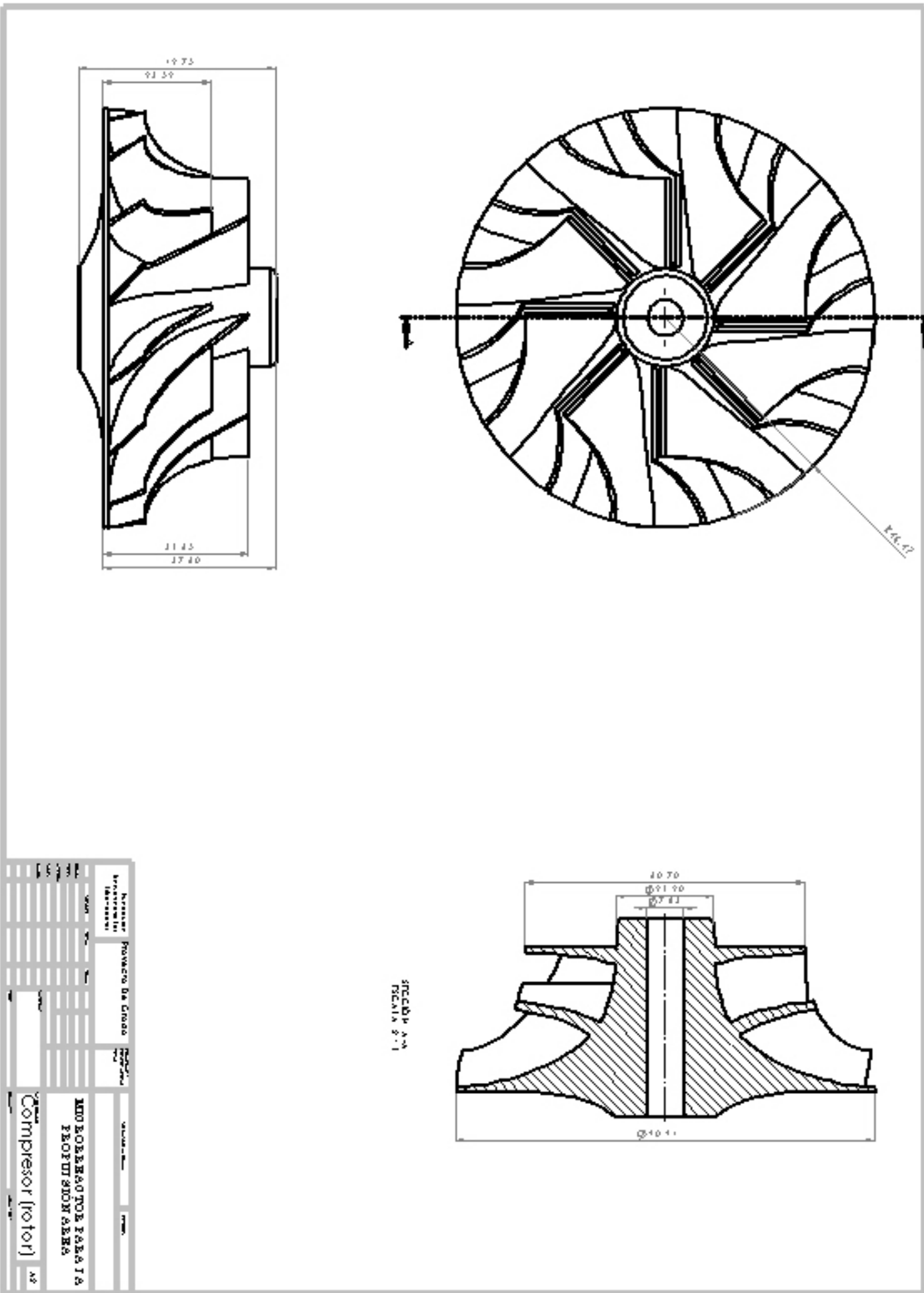
## BIBLIOGRAFIA

- AEROSPACE GROUP. The jet engine. England : Rolls Royce plc, 1986.
- VALBONA Ernest. El motor de turbina : Cesda, 2011.
- Motores de reacción y turbinas de gas. Madrid : C.S Tarifa, 1951.
- THEORETICAL TRAINING MANUALS. Aircraft General Knowledge, Oxford Aviation Academy, 4th edition. 2008.
- ESTEBAN OÑATE. Conocimientos del Avión. Thomson Paraninfo, 6ª edición. 2007.
- MENDEZ Aurelio. Termodinámica I. Bogotá D.C. Colombia: universidad de san Buenaventura, 2002.
- NOTES ON POWERPLANT. Chapter 4 Turbine. CESDA, 2011.
- H COHEN, GFC ROGERS, HIH SARAVANAMUTTO. Gas turbine theory. Longman group limited, 1972.
- CUESTA ÁLVAREZ Martín. Motores de reacción, paraninfo, 1995.
- ESTEBAN OÑATE. Turborreactores: teoría, sistemas y propulsión de aviones, grefol, 1981.
- ESCOBAR Arnold. Metodología de diseño para turborreactores de bajo flujo másico. Bogotá D.C. Colombia: universidad de san Buenaventura, 2005.
- J. D. Mattingly, Elements of gas turbine propulsion, New York: McGraw-Hill, 2005.
- B.S. Steckin, Teoría de los motores de reacción. Editorial Dossat, Madrid, 1964.
- Jones J.B, ingeniería Termodinámica, Mexico: Prentice hall hispanoamericana S,A, 1997.
- SAINZ D. Vaentin. El motor de reacción y sus sistemas auxiliares. Editorial Praninfo. 4 edicion, 1994.

### ANEXO 1 Tabla internacional atmosferica

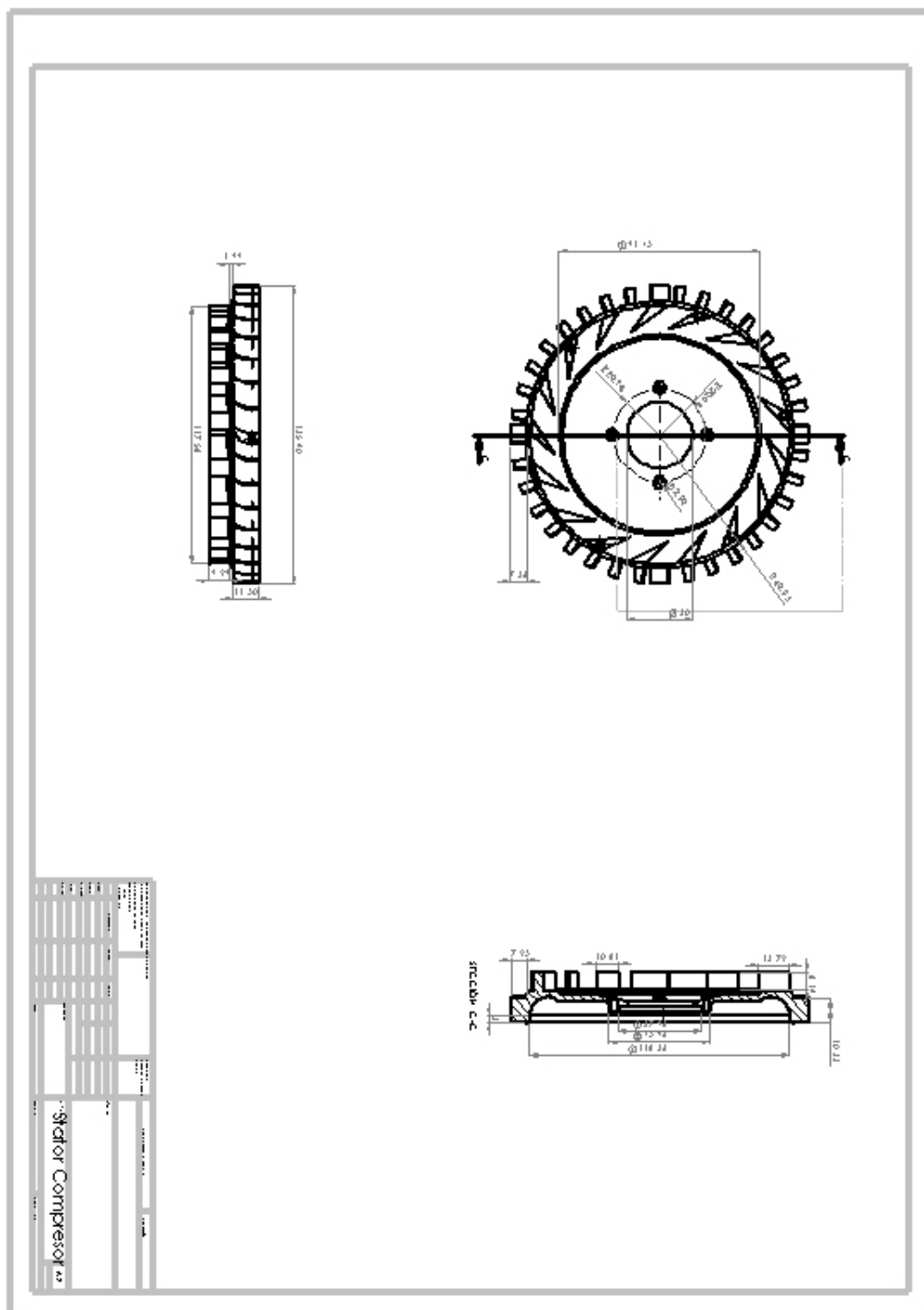
ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P/P_0$	DENSITY $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound (kt)	ALTITUDE (meters)
		mPa	PSI	in Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573	11 887
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11 582
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11 278
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10 973
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10 363
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10 058
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9 754
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9 449
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8 839
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8 534
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8 230
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7 925
25 000	- 34.5	376	5.46	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7 315
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7 010
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6 706
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6 401
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5 791
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5 486
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5 182
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4 877
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628	4 267
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3 962
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3 658
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3 353
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2 743
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2 438
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2 134
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1 829
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

## ANEXO 2 Plano del rotor del compresor centrifugo

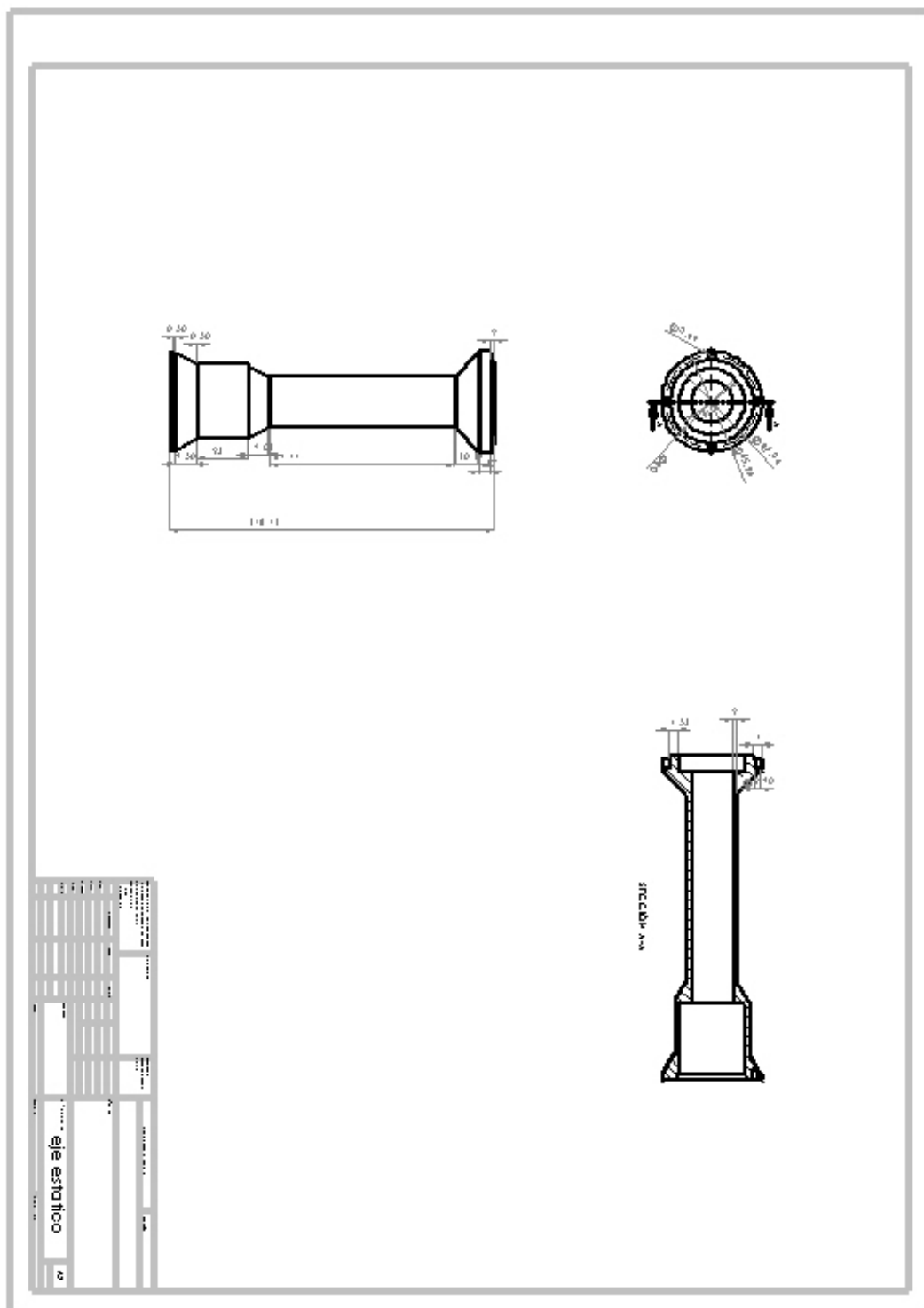




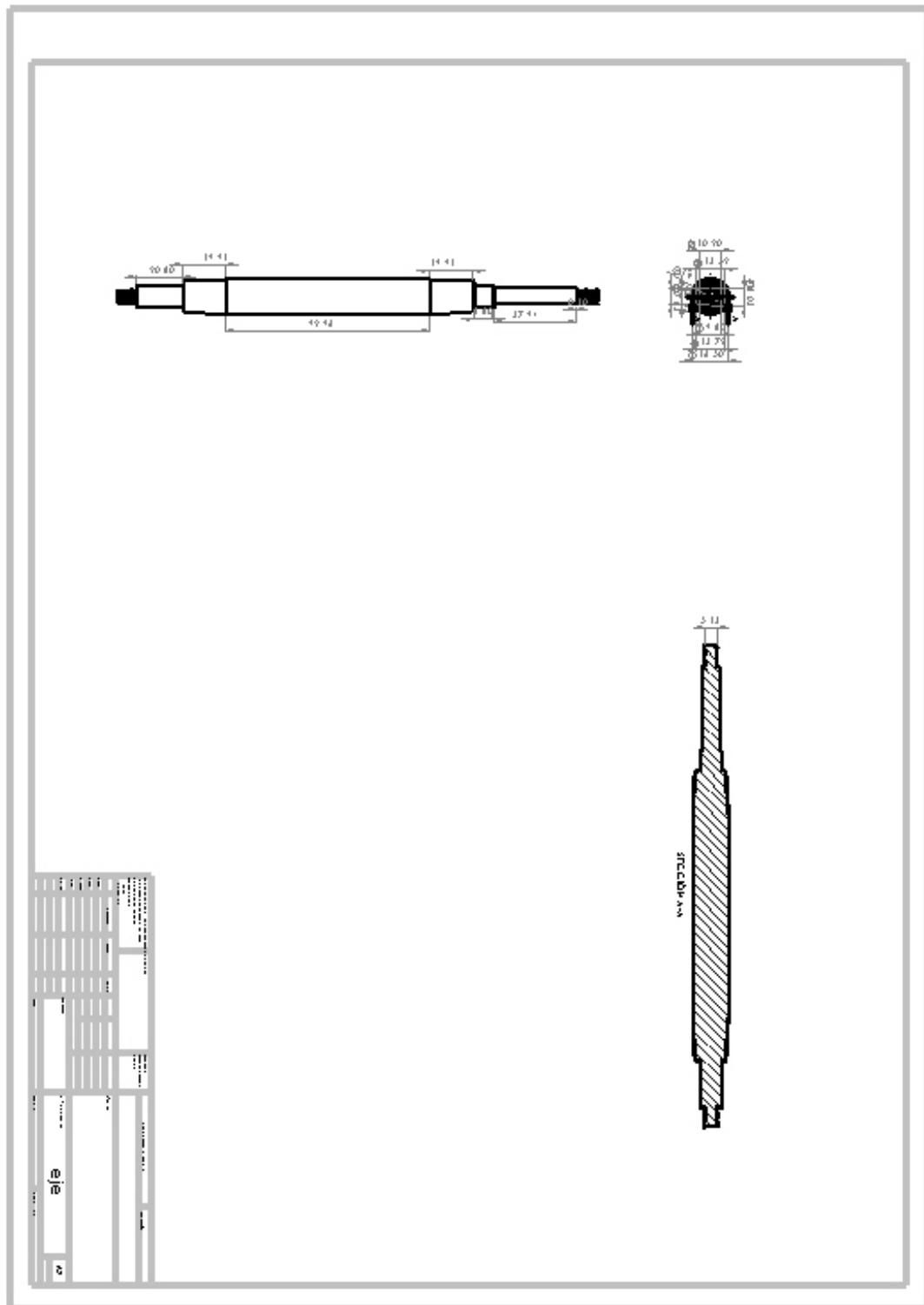
### ANEXO 3 Plano del estator del compresor centrífugo



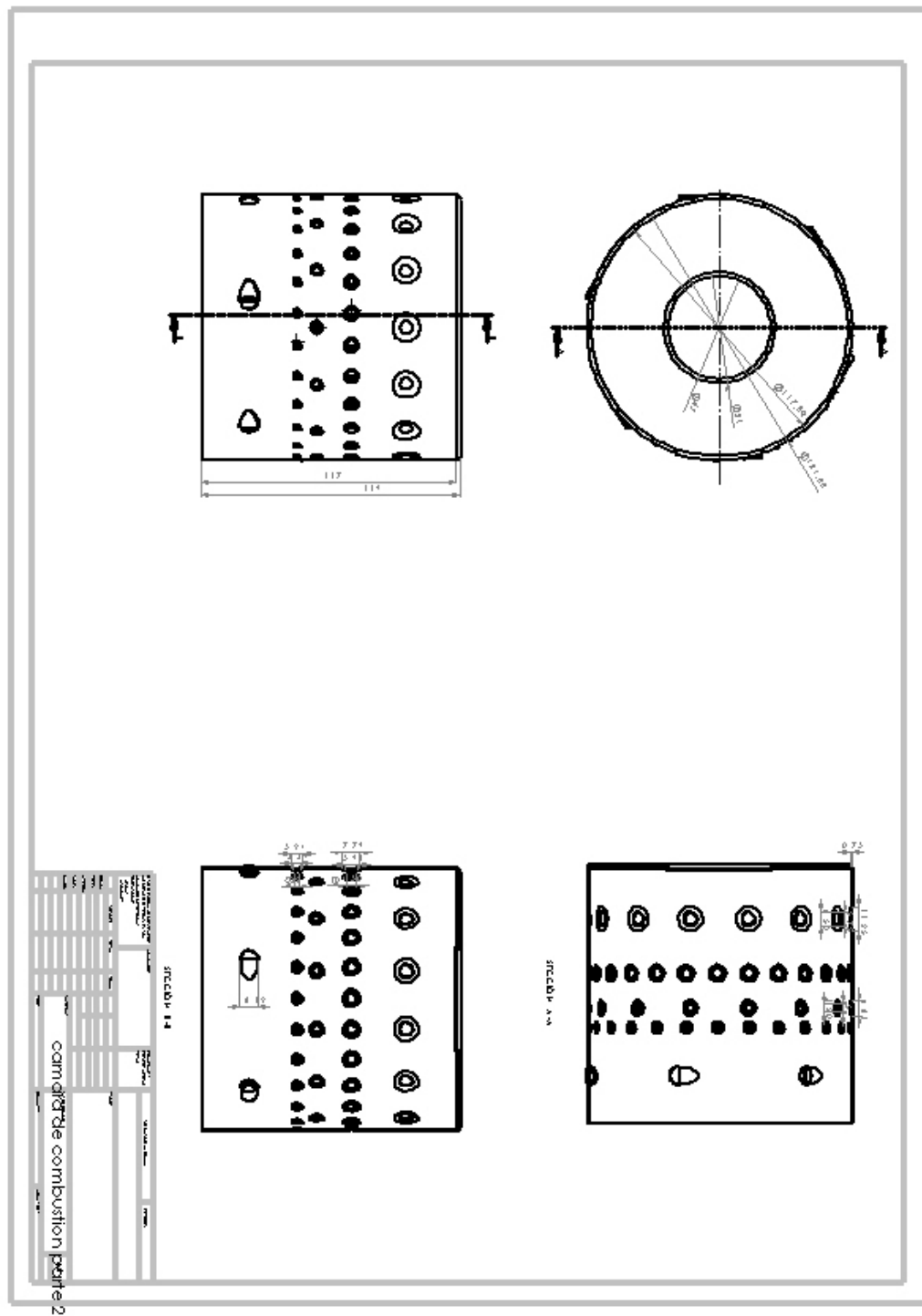
## ANEXO 4 Plano del eje estático



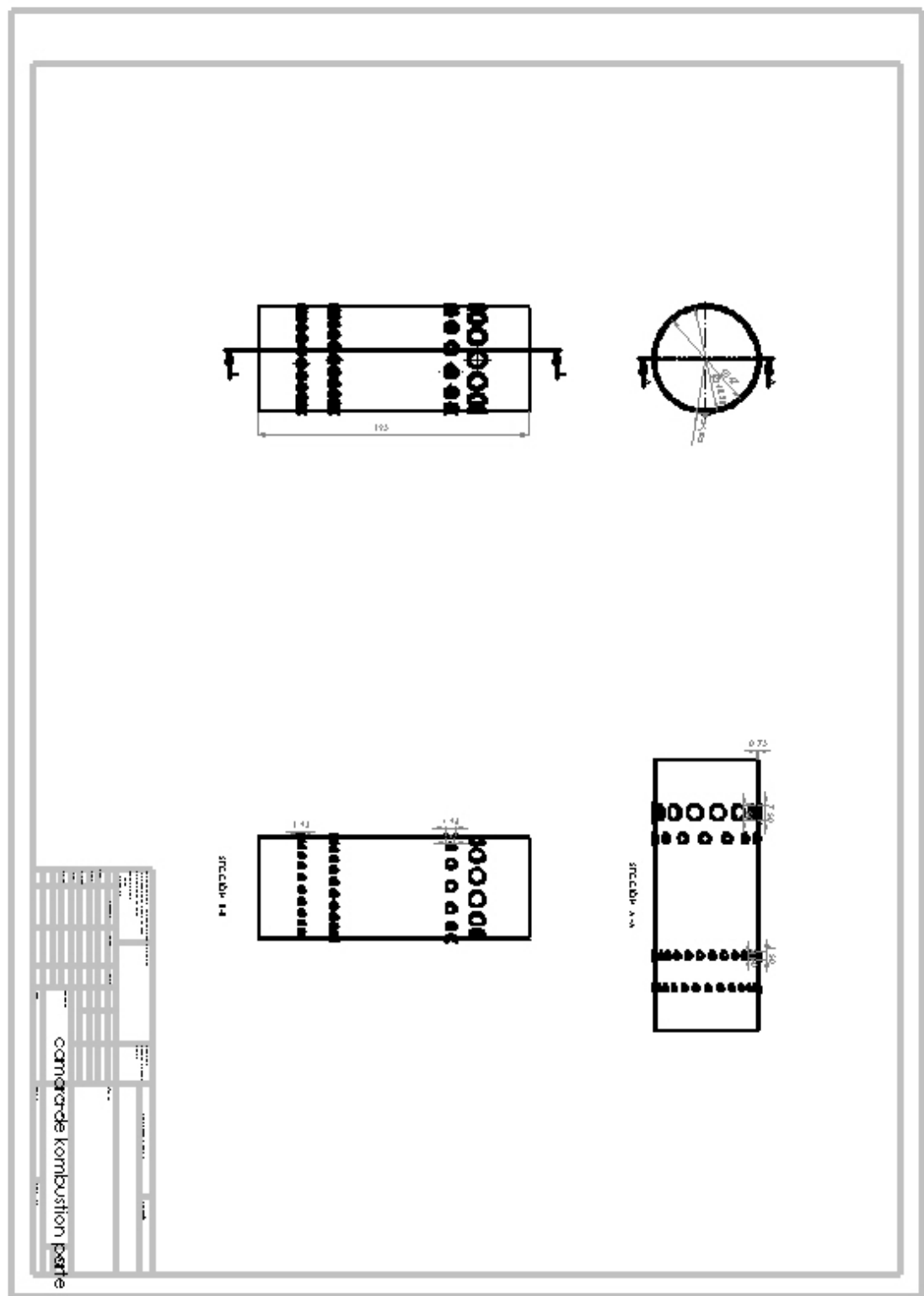
## ANEXO 5 Plano del eje



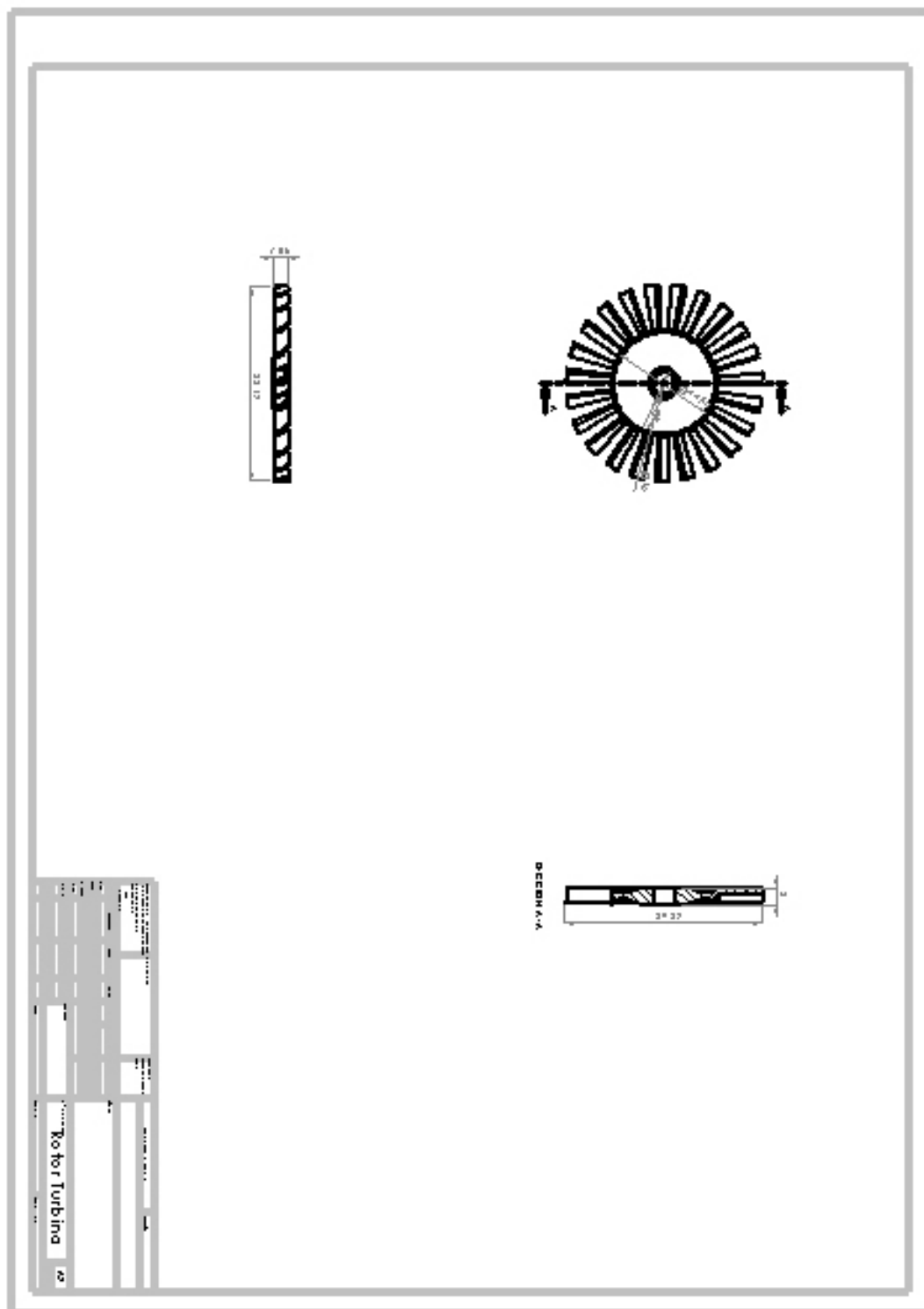
## ANEXO 6 Plano de la cámara de combustión externa



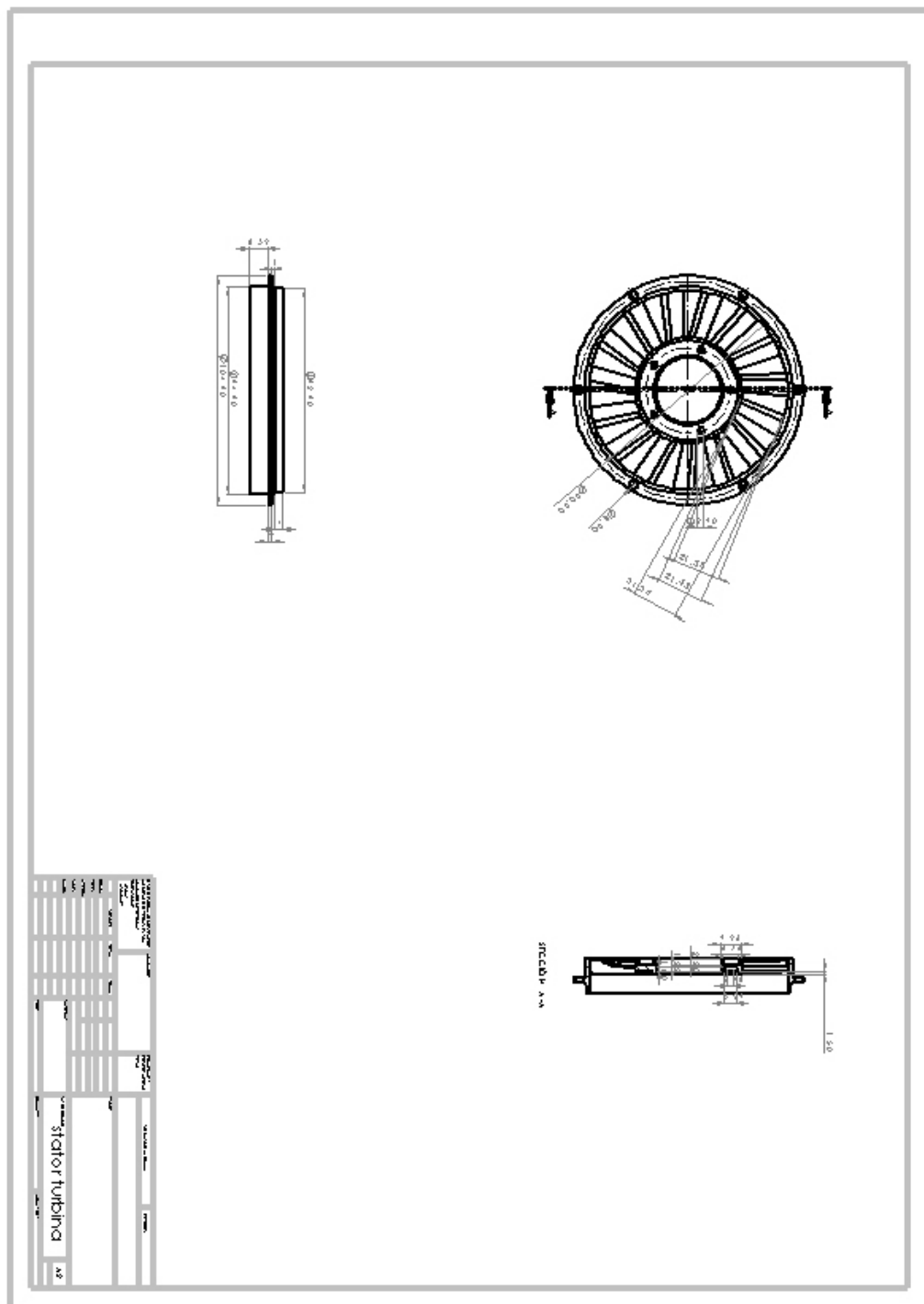
## ANEXO 7 Plano de la camara de combustión interna



## ANEXO 8 Plano del rotor de la turbina



## ANEXO 9 Plano del estator de la turbina



## ANEXO 10 Plano de la tobera

